BERICHTE UND ABHANDLUNGEN

der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

(Beihefte zur „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“)

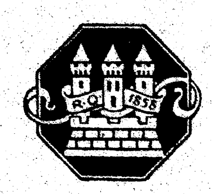
SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft f. Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

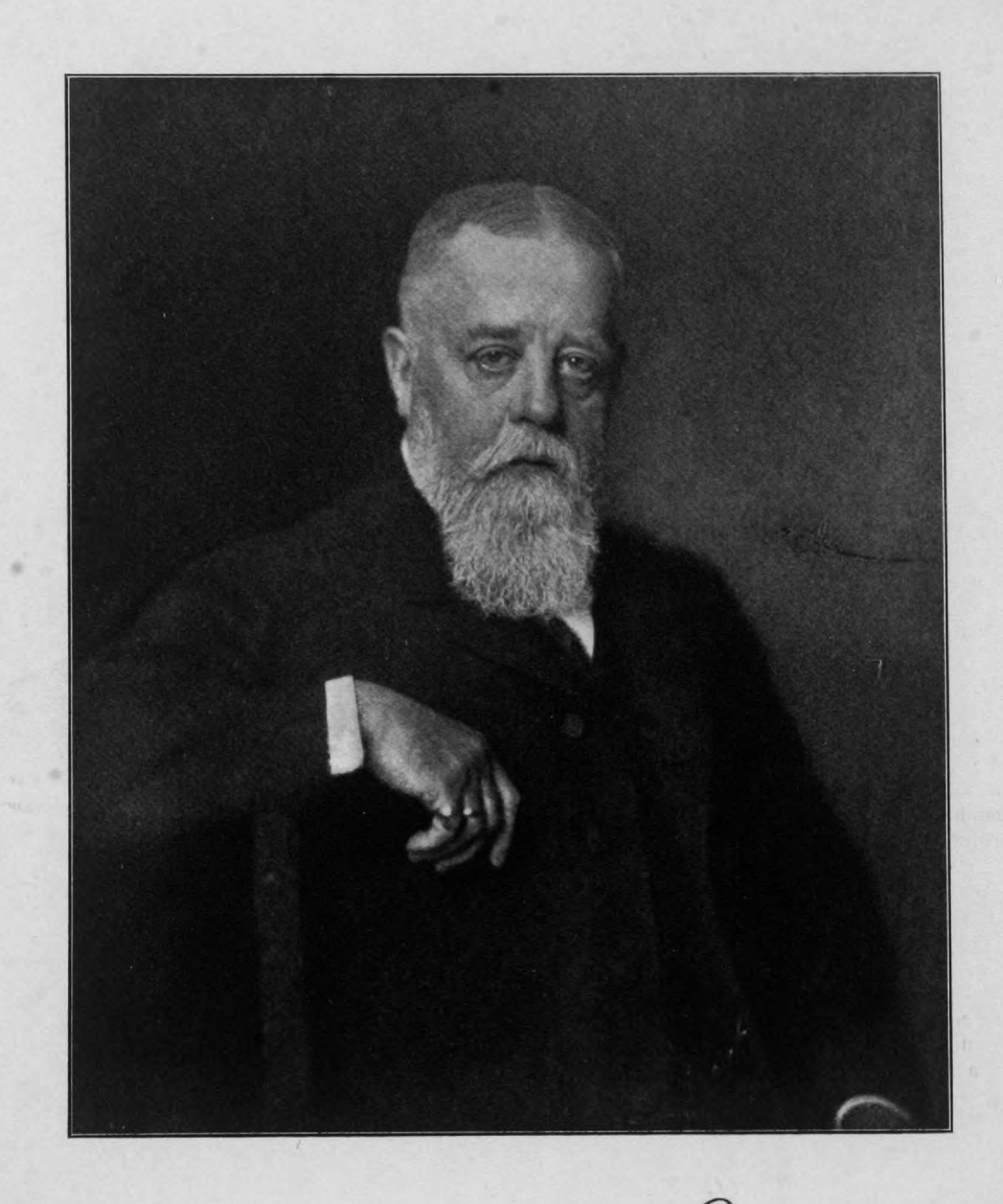
1. Jahrgang **September 1920** **Heft 1**

INHALT:

Wir möchten an dieser Stelle die ganz besondere Bitte an die verehrlichen Mitglieder richten, uns vor der nächsten Versammlung die Adressen gütigst mitteilen zu wollen, damit die Einladungen möglichst vollständig ergehen.



Verlag von R. Oldenbourg / München und Berlin / 1920



Dr phil. h. c. Dr ing. e. h. von Böttinger.

Nachruf auf H. Th. v. Böttinger.

Der erste in der neuen Form erscheinende Jahresbericht der WGL sollte nach der Absicht des Geschäftsführenden Vorstandes mit dem Bilde des Gründers und langjährigen ersten Vorsitzenden der Gesellschaft geschmückt werden, als Zeichen der Dankbarkeit und zur Erinnerung an seine Ernennung zum Ehrenmitglied der Gesellschaft. Nun muß neben seinem Bild ein Nachruf auf ihn abgedruckt werden! Wer ihn so rüstig noch die Versammlung leiten sah, über die hier berichtet wird, konnte nicht ahnen, daß er so bald von hinnen scheiden mußte.

Herr Geheimer Regierungsrat Dr. Dr.-Ing. Henry Th. v. Böttinger ist, nachdem er kurz vorher noch einige anstrengende Reisen nach dem Rheinland unternommen hatte, und dort noch persönlich die Generalversammlung der Elberfelder Farbwerke geleitet hatte, nach kurzer Krankheit am 9. Juni d. J. im Westsanatorium zu Berlin im Alter von fast 72 Jahren verschieden.

Über seinen Lebensgang mag kurz das Folgende erwähnt werden. Er ist in England geboren und hat auch seine Jugend dort verbracht. Sein Vater, aus Bayern gebürtig, war Direktor einer großen Brauerei in Burton upon Trent. Nach Besuch der Universitäten Freiburg und Würzburg bildete er sich als Kaufmann aus, war in London und in einer Münchener Bank tätig, leitete dann das in seinem Besitz befindliche Würzburger Hofbräuhaus, um dann 1882 in die Farbenfabrik Friedrich Bayer & Co. in Elberfeld einzutreten, die er mit seinem Schwager Friedrich Bayer und später mit Herrn Karl Duisberg leitete und zu höchster Blüte brachte. Nach seinem Ausscheiden aus dem Direktorium war er noch bis zu seinem Tode Vorsitzender des Aufsichtsrates der Firma. Seinen Wohnsitz hat er in dieser Zeit nach Arensdorf in der Neumark verlegt.

Böttinger war ein Mann von ganz ungewöhnlicher Schaffenskraft und Schaffensfreudigkeit. Schon während seiner Elberfelder Zeit war er neben der Leitung seiner Fabrik politisch tätig und war lange Jahre hindurch Landtagsabgeordneter. Später ist er durch königliches Vertrauen in das Herrenhaus berufen worden. Darüber hinaus hat er eine ausgedehnte Wirksamkeit zur Organisation der chemischen Wissenschaft und der chemischen Industrie entfaltet. Als er sich von der Leitung seiner Firma zurückzog, war ihm dies nicht etwa Veranlassung, sein Alter in Ruhe zu genießen, sondern er widmete sich mit einer erstaunlichen Frische und Regsamkeit immer neuen Aufgaben, vorwiegend gemeinnütziger Art. Es kann hier nicht die Aufgabe sein, diese weit ausgedehnte Tätigkeit im einzelnen zu schildern. Wer mit ihm zusammenarbeiten durfte, mußte staunen, welche Tätigkeit er selbst als 70jähriger noch entfaltete. Ein Frühaufsteher, erledigte er in den ersten Morgenstunden eine umfangreiche Korrespondenz, konnte den ganzen Tag hindurch von einer Sitzung zur anderen gehen und dann am Abend sich in den Schlafwagen legen, um am nächsten Tage diese Tätigkeit in einem weit entfernten Orte fortzusetzen.

Ein besonderer vorbildlicher Zug war es, daß er große Freude daran hatte, wissenschaftliche Unternehmungen zu fördern, nicht nur durch die Gewährung von Mitteln, sondern ganz besonders auch durch tätige Mitarbeit und Hilfe. Die Göttinger Vereinigung für angewandte Physik und Mathematik, die an der Wiege der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt Pate gestanden hat, ist zu einem großen Teil Böttingers Werk. Diese eigenartige, von dem berühmten Göttinger Mathematiker Felix Klein ersonnene Vereinigung von deutschen Industriellen und Göttinger Professoren der Mathematik und Naturwissenschaft hat sich zur Aufgabe gestellt, die damals fast verloren gegangene Fühlung zwischen der abstrakten Universitätswissenschaft und der schaffenden Technik durch Begründung von Instituten und Lehrstühlen für „angewandte Physik", „angewandte Mathematik" usw. wieder herzustellen, was in Göttingen in vorbildlicher Weise gelungen ist. Es ist hauptsächlich gelungen durch die tätige und begeisterte Mitarbeit v. Böttingers, der es verstand, eine größere Reihe von anderen Industriellen für die Idee zu gewinnen, und der selbst als lebenslänglicher erster Vorsitzender der „Göttinger Vereinigung" ungemein viel für sie getan hat. Seine moralische Unterstützung der Göttinger Idee ist dabei noch weit höher anzuschlagen als die finanzielle. Er scheute keinen Gang in dieses oder jenes Ministerium, wenn es galt, für Göttingen etwas durchzusetzen.

Als später die „Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft zur Förderung der Wissenschaften" gegründet worden war und ihn zu ihrem Senator machte, war er für diese in ähnlicher Weise tätig.

Bei einer Tagung der Göttinger Vereinigung, im November 1911, war eine große Zahl von Sachverständigen des Flugwesens und der Flugwissenschaft nach Göttingen geladen worden, wo sich eine in jeder Richtung ungemein angeregte Aussprache über die verschiedensten Fragen entwickelte[1]). In dieser Versammlung, die bei den Teilnehmern großen Beifall fand, erhielt die Göttinger Vereinigung das Mandat, für das Zustandekommen weiterer derartiger Versammlungen den Boden vorzubereiten. So kam es unter Böttingers Führung gelegentlich der Eröffnung der Allgemeinen Luftschiffahrtausstellung in Berlin (Ala) zur Gründung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt". In gewohnter Weise hatte er diese Gründung durch Gänge zu den verschiedensten Behörden und hervorragenden Persönlichkeiten so vorbereitet, daß sie ein voller Erfolg war.

[1]) Vgl. den im Verlag von R. Oldenbourg erschienenen Bericht dieser Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft. Die wissenschaftlichen Vorträge sind in der Ztschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt 1912 abgedruckt.

Die Versammlung fand unter dem Vorsitz Seiner Kgl. Hoheit Heinrich Prinz von Preußen, der den Ehrenvorsitz der Gesellschaft annahm, am 3. April 1912 im Herrenhause statt. v. Böttinger wurde zum ersten Vorsitzenden gewählt und hat die geschäftliche Leitung der Gesellschaft sowie das Schatzmeisteramt bis zur Hauptversammlung am 10. Dezember 1919 innegehabt, wo er seines hohen Alters wegen um Befreiung von diesem Amt bat. Er hat seine Umsicht und Tatkraft in dieser ganzen Zeit weiter in der an ihm bekannten Weise bewährt. Daß die Gesellschaft während des Krieges in der Entfaltung ihrer normalen Tätigkeit völlig behindert wurde, nachdem sie bis 1914 in höchst erfreulicher Weise aufgeblüht war, war wahrlich nicht seine Schuld.

In einer ganz anderen Weise hat er im Kriege zur Förderung der Luftfahrt beigetragen durch die lebhafte Unterstützung, die er dem Plane eines großen Neubaues der Modell-Versuchsanstalt in Göttingen hat angedeihen lassen. Er hatte schon im Frieden in seiner Eigenschaft als Senator der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft dort für ein großes Forschungsindtitut für Aerodynamik agitiert gehabt und die ganze Angelegenheit bereits sehr weit gefördert, als der Krieg diese Pläne zu vertagen zwang. Um so lebhafter griff er sie wieder auf, als 1915 das Kriegsministerium Interesse für eine solche Anstalt zeigte. Seiner Tätigkeit — er ist vom Kriegsministerium zum Bauherrn der Anstalt und später von dem Kuratorium als Vorsitzender des Verwaltungsausschusses bestellt worden — verdankt die Anstalt ungemein viel, nicht nur daß er so manche Schwierigkeit in der Vorbereitungszeit beheben half, sondern auch während des Baues und des nachherigen Betriebes war er dem Leiter der Anstalt getreulich mit Rat und Tat zur Seite gestanden und hatte jederzeit für dessen Wünsche ein offenes Ohr und volles Verständnis.

In Würdigung seiner so vielseitigen Verdienste um die Luftfahrt hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt ihm bei seinem Ausscheiden aus dem Vorsitz die Ehrenmitgliedschaft angetragen. Noch vor kurzem zeigte er reges Interesse für die Arbeiten der Gesellschaft und sagte zu, bei den demnächstigen Beratungen im Gesamtvorstand gerne mitwirken zu wollen. Dazu ist es nun nicht mehr gekommen. Seinem Leben, das reich an Arbeit und reich an Erfolg war, hat nun der Tod ein Ziel gesetzt.

Für die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt: L. Prandtl.



GESCHÄFTLICHES

I. Mitglieder-Verzeichnis.

1. Gesamtvorstand.

[Nach dem Stande vom 1. August 1920.]

Ehrenvorsitzender:

Seine Königliche Hoheit, Prinz Heinrich von Preussen, Dr.-Ing.

Vorsitzende:

Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr.-Ing., Zeesen b. Königswusterhausen, Schütte-Lanz-Straße.
Wagenführ, Major, Berlin W., Friedrich-Wilhelmstr. 18.
Prandtl, Prof., Dr. Dr.-Ing., Göttingen, Bergstr. 15.

Beisitzer:

Baumann, Prof., Stuttgart, Danneckerstr. 39a.
Dieckmann, Dr. Gräfelfing b. München, Bergstr. 42.
Dorner, Dipl.-Ing., Hannover, Hindenburgstr. 25.
Dornier, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Dörr, Dipl.-Ing., Überlingen a. B.
Dröseler, Marinebaumeister, Berlin SW 11, Halleschestr. 19.
Engberding, Marinebaurat, Berlin W 50, Pragerstr. 4 II.
Gradenwitz, Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Winklerstr. 6.
Hoff, Dr.-Ing., Cöpenick, Gutenbergstr. 2.
Hopf, Dr., München, Georgenstr. 22.
Junkers, Prof., Dr.-Ing., Dessau, Albrechtstr. 47.
v. Karman, Prof., Dr., Aachen, Lousbergstr. 20.
Kober, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B.
Koschel, Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Kruckenberg, Fr., Direktor, Heidelberg, Unter der Schanze 1.
Linke, Prof., Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Madelung, Dipl.-Ing., Dessau, Askanischestr. 105.
Maybach, Direktor, Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 11.
Müller-Breslau, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Kurmärkerstr.
Naatz, Hermann, Obering., Dipl.-Ing., Bitterfeld, Kaiserstraße 58.
v. Parseval, Major z. D., Prof., Dr. Dr.-Ing., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Pröll, Prof., Dr.-Ing., Hannover, Welfengarten 1.
Rasch, Direktor, Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken b. Spandau.
Reißner, Prof., Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstraße 18.
Rumpler, Generaldirektor, Ing., Göggingen b. Augsburg, Hessing'sche Kuranstalt.
Schwager, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Friedbergstr. 24.
Süring, Geh.-Reg.-Rat Prof., Dr., Potsdam, Telegraphenberg.
Wachsmuth, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr., Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 4.
Wegener, Kurt, Prof., Dr., Hamburg-Groß-Borstel, Warnecker Weg 15.

Kommissare der Behörden: Geh. Reg.-Rat und Vortragender Rat Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann-Berlin (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen), Postrat Thilo-Berlin (Reichspostministerium).

2. Geschäftsführender Vorstand.

Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing., Zeesen b. Königswusterhausen, Schütte-Lanz-Straße, zugleich Schatzmeister.
Wagenführ, Major, Berlin W, Friedrich-Wilhelmstr. 18.
Prandtl, Prof., Dr. phil. Dr.-Ing., Göttingen, Bergstr. 15.

Geschäfsführer.

Krupp, Hauptmann a. D.
Geschäftsstelle: Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40 pt., Flugverbandhaus.
Postscheckkonto Berlin Nr. 22844; Telephon: Amt Lützow Nr. 6508.

3. Mitglieder.

a) Ehrenmitglieder:

† v. Böttinger, Henry T., Geh. Reg.-Rat, Dr. phil. Dr.-Ing., Arensdorf i. d. Neumark.[1])

b) Lebenslängliche Mitglieder:

Biermann, Leopold O. H., Bremen, Blumenthalerstr. 15.
Hagen, Karl, Bankier, Berlin W 35, Derfflingerstr. 12.
v. Selve, Walter, Fabrik- und Rittergutsbesitzer, Altena i. W.

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Sächs. Automobil-Klub E. V., Dresden-A., Waisenhausstraße 29 I.
Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin.

c) Ordentliche Mitglieder:

Ackermann-Teubner, Alfred, Hofrat, Dr.-Ing., Leipzig, Moschelisstr. 1.
Adami, Hauptmann, Berlin-Friedenau, Offenbacherstr. 5.
Ahlborn, Friedrich, Prof. Dr., Hamburg 22, Uferstr. 23.
Antrick, Otto, Dr., in Firma Chem. Fabrik auf Aktien vorm. E. Schering, Berlin-Westend, Ahornallee 25.
Apfel, Hermann, Kaufm., Leipzig, Brühl 62.
Arco, Georg, Graf, Dr. phil., Direktor der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, Tempelhof, Albrechtstr. 49/50.

Baatz, Gotthold, Marinebaumeister a. D., Chefkonstrukteur der Luft-Fahrzeug-Ges. m. b. H., Abt. Seeflugzeugbau, Stralsund, Frankendamm 39E.
Bader, Hans Georg, Dr. Dipl.-Ing., Berlin W 15, Sächsischestraße 68.
Balaban, Karl, Dipl.-Ing., Schwechat b. Wien, Brauhausgasse 2.
Balgé, Hermann, Rostock a. M., Hopfenmarkt 4, Postfach 21.
Banki, Donat, Prof., Budapest, Ung. Josefs-Polytechnikum.
Basenach, Nikolas, Dr.-Ing., Maybach-Motorenbau Wildpark-Potsdam, Potsdam, Marienstr. 9.
Baßler, Kurt, Direktor der Allgemeinen Elektrizitäts-Gesellschaft, Lokomotivfabrik, Hennigsdorf b. Berlin.
Baeumker, Adolf, Oblt., Berlin-Halensee, Nestorstr. 53 I.
Bauersfeld, W., Dr.-Ing., Jena, Sonnenbergstr. 1.
Baumann, A., Prof., Stuttgart, Danneckerstr. 39a.
Baumgart, Max, Ingenieur, Berlin W 57, Winterfeldstr. 15.
Baumeister, Hans, Ing., Friedrichshafen a. B., Friedrichstr. 15.
Becker, Eduard, i. Fa. Fueß, Berlin-Steglitz, Dünterstr. 8.
Becker, Ernst, Regierungsbaumeister, Vertreter der Firma Siemens & Halske A.-G., Charlottenburg, Kepplerstr. 43.
Becker, Gabriel, Prof., Dr.-Ing., Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Stülpnagelstr. 20.
Bendemann, F., Geh. Reg.-Rat und Vortr. Rat im Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen, Prof. Dr.-Ing., Potsdam, Weinmeisterstr.
v. Bentivegni, Richard, Hauptmann a. D., Berlin-Lichtenrade, Kaiser Friedrichstr. 6.

[1]) Geh. Reg.-Rat Dr. von Böttinger ist am 9. Juni 1920 in Berlin verstorben.

Berndt, Geh. Baurat, Prof., Technische Hochschule Darmstadt, Martinstr. 50.
Bernhardt, C. H., Fabrikbesitzer, Dresden-N., Alaunstr. 21.
Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2b.
Berthold, Korv.-Kap. a. D., Berlin, Rüdesheimerplatz 5.
Bertram, Hans Hermann, Kapitänleutnant, Warnemünde, Diedrichshäger Chaussee 11.
Besch, Marinebaurat, Admiralität, Berlin W 10, Schöneberger Ufer 30.
Bethge, Richard, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Küstrinerstraße 12a.
Betz, Albert, Dr. phil., Abteilungsleiter der aerodyn. Vers.-Anst., Dipl.-Ing., Göttingen, Böttingerstr. 8.
Beyer, Hermann, Chem. Bleicherei Öderan, Dresden, Prager-Str. 47.
Bier, Heinrich, Generaldirektor d. Ung. Lloyd-Flugzeug- u. Motorenfabrik, Budapest V, Tükör Utcza 2.
Bleistein, W., Dipl.-Ing., Königswusterhausen, Bahnhofstraße 11/12.
Blumenthal, Otto, Professor Dr., Techn. Hochschule, Aachen, Rütscherstr. 38.
Bock, Ernst, Dr.-Ing., Chemnitz, Würzburger-Str. 52.
Borchers, Max, Hauptmann a. D., Crimderode b. Nordhausen a. Harz.
Borck, Hermann, Dr. phil., Berlin NW 52, Händelstr. 5 I.
v. Borsig, Conrad, Geh. Kommerzienrat, Berlin N 4, Chausseestraße 13.
v. Borsig, Ernst, Geh. Kommerzienrat, Berlin-Tegel, Reiherwerder.
Böhm, Paul, stud. ing., Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 184.
Boykow, Hans, i. Fa. Optische Anstalt C. P. Goerz, Berlin-Schöneberg, Hauptstr. 85.
Brickenstein, Oskar, Kaufmann, Düsseldorf-Oberkassel, Düsseldorferstr. 15.
Bröking, Fritz, Marinebaurat, Schiffs- und Maschinenbau A.-G., Mannheim.
Bucherer, Max, Ziviling., Reinickendorf-West, Scharnweberstr. 108 I.
Budde, Prof. Dr., Feldafing am Starnberger See.
Budig, Friedrich, Ing., Falkenberg-Grünau (Mark), Schirnerstraße 15.
v. Buttlar, Waldemar, Hauptmann a. D., Elbersberg bei Naumburg, Bez. Kassel.

Capelle, Wirkl. Geh. Oberreg.-Rat, Präsident der Deutschen Seewarte, Hamburg 9.
Carganico, Victor, Major a. D., i. Fa. Franz Schneider Flugmaschinenwerke Seegefeld b. Spandau, Berlin-Steglitz, Mariendorferstr. 21.
Colsmann, Alfred, Kommerzienrat, Generaldirektor des Flugzeugbau Friedrichshafen, Friedrichshafen a. B.
Coulmann, W., Marinebaurat, Hamburg, Wandsbecker Chaussee 76.

Dechamps, H., Obering., Bremen, Graf Moltkestr. 5.
Degn, P. F., Direktor, Dipl.-Ing., Neumühlen-Dietrichsdorf, Katharinenstr. 3.
Deutrich, Joh., Minden i. W., Karlstr. 24.
Dieckmann, Max, Dr., Privatdozent, Gräfelfing b. München, Bergstr. 42.
Dinslage, Franz, Obering., Vertreter der Firma Siemens u. Halske A.-G. Blockwerk, Berlin W 50, Marburger-Str. 5.
v. Doblhoff, Walter, Frhr., Dr.-Ing., Berndorfer Metallwarenfabrik A. Krupp A.-G., Berndorf N.-Ö.
Dorner, Hermann, Dipl.-Ing., Hannover, Hindenburgstr. 25.
Dornier, C., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Döring, Hermann, Dr. jur., Berlin-Wilmersdorf, Markgraf Albrechtstr. 13 I.
Dörr, W. E., Dipl.-Ing., Direktor des Luftschiffbau Zeppelin, Überlingen a. B.
Drexler, Franz, Ingenieur, Direktor der Kreiselbau G. m. b. H., Berlin-Friedenau, Kaiser-Allee 118.
Dröseler, Paul, Marine-Schiffsbaumeister, Berlin SW 11, Hallesche-Str. 19.
Dürr, Oberingenieur, Dr.-Ing., Direktor der Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Duisburg, Carl, Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr.-Ing., Dr. med., Generaldirektor, Leverkusen b. Köln a. Rh.

Eberhardt, C., Professor, Dipl.-Ing. a. d. Techn. Hochschule Darmstadt, Inselstr. 43 I.
Eichberg, Friedrich, Dr., Breslau 3, Grundstr. 12.
v. Einsiedel, Hugo, Dr. med., prakt. Arzt, Dresden, Reichenbachstr. 1.
Eisenlohr, Roland, Dipl.-Ing., Karlsruhe (Baden), Jahnstr. 8.
Elias, Hermann, Dr. phil., Charlottenburg-Westend, Stormstraße 7.
Emden, Prof., Dr., München, Habsburgerstr. 4.
Engberding, Marinebaurat, Berlin W 50, Pragerstr. 4 II.
Enoch, Otto, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Hewaldstr. 6.
Eppinger, Curt, Ing., Berlin-Schöneberg, Ebersstr. 61 II.
Everling, Emil, Dr., Privatdozent, Cöpenick, Lindenstr. 10.
Ewald, Erich, Regierungsbaumeister, Oberlehrer an der Baugewerkschule Neukölln, Charlottenburg, Goethestr. 62.

Fehlert, C., Dipl.-Ing., Patentanwalt Berlin SW, Belle-Alliance-Platz 17.
Fetting, Dipl.-Ing., Adlershof, Adlergestell 18, I.
Fiedler, Wilhelm, Kaufmann, Dresden-A., Bergstr. 15 pt.
Finsterwalder, Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., München-Neuwittelsbach, Flüggenstr. 4.
Fleischer, Alex., Friedr., Kaufmann, Neukölln, Selchower-Str. 23/24 II.
Focke, Henrich, Dipl.-Ing., Bremen, Vasmerstr. 25.
Föttinger, H., Prof. Dr.-Ing., Zoppot, Budekerweg 13.
Franken, Regierungsbaumeister, i. Fa. Stern-Sonneborn, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 22.
v. Fremery, Hermann, Direktor, Schloß Spindlhof, Post Regenstauf.
Freudenreich, Walter, Ingenieur, Charlottenburg, Pestalozzistr. 35.
v. Freyberg-Eisenberg-Allmendingen, Egloff, Frhr., Hauptmann, ehemaliger Fliegerhorst Döberitz, bei Berlin.
Friedensburg, Walter, Direktor der Jmex Kommanditges. m. b. H. Friedensburg & Co., Berlin W 15, Kaiser-Allee 204.
Friedländer, Hofrat Prof. Dr., Littenweiler b. Freiburg i. B., Haus Sonnblick.
Friese, Robert M., Professor, Charlottenburg, Schillerstr. 12.
Fröbus, Walter, Direktor der Roland Maschinenbau G. m. b. H., Charlottenburg, Kaiserdamm 10.
Froehlich, Wilhelm, Ingenieur u. Generaldirektor a. D., Berlin-Wannsee, Tristanstr. 11.
Fuchs, Richard, Prof. Dr., Berlin-Halensee, Ringbahnstr. 7.
Fueß, Paul, Fabrikant, Berlin-Steglitz, Fichtestr. 45.

Gabriel, Michael, Direktor und Verwaltungsrat d. Phönix-Flugzeugw., Wien IV, Wiedener Hauptstr. 17 (Habighof).
Ganz, Leo, Geh. Kommerzienrat Dr., Dr. med., Frankfurt a. M., Barkhausstr. 14.
Gaule, Karl, Dipl.-Ing., Privatdozent, Technische Hochschule, Danzig-Langfuhr, Goßlerallee 1.
Gebers, Dr.-Ing., Direktor der Schiffbautechn. Versuchsanstalt, Wien XX, Brigittenauerlände 256.
Geerdtz, Franz, Hauptmann a. D., Berlin-Wilmersdorf, Waghäuselerstr. 19.
Gehien, K., Dr.-Ing., Rotterdam, Heemraadsingel 104.
Gentzen, Felix, Regierungsbaumeister a. D., Dr.-Ing., Berlin W 35, Schöneberger Ufer 36a 1 I.
George, Fritz, Major, im Stabe des Wehr-Reichskommandos I, Königsberg i. Pr., Oeselerstr. 14.
Gerdien, Hans, Prof. Dr. phil., Leiter d. chem.-physik. Laboratoriums von Siemens & Halske, Berlin-Grunewald, Franzensbader-Str. 5.
Gerhards, Wilhelm, Marine-Oberingenieur, Kiel, Lübecker Chaussee 2 I.
Geyer, Hugo, Major a. D., Charlottenburg 9, Kastanien-Allee 23 II.
Giesecke, Ernst, Ökonomierat, Klein-Wanzleben (Bez. Magdeburg).
Glaser, J. Ferdinand, Ingenieur, Frankfurt a. M., Leerbachstr. 54 I.
Gohlke, Gerhard, Ingenieur, Berlin-Steglitz, Ahornstr. 3.
Goldschmidt, Hans, Prof. Dr., Berlin W 9, Bellevuestr. 13.

Goldschmidt, Karl, Kommerzienrat Dr., Essen (Ruhr), Chem. Fabrik u. Zinnhütte.
Goldstein, Karl, Dipl.-Ing., Diskuswerke, Frankfurt a. M., Danneckerstr. 2.
Götte, Carl, Kaufmann, Nikolassee b. Berlin, Paul Krausestraße 5.
Goetze, Richard, Fabrikbesitzer, Schloß Unterlind b. Sonneberg S.-M.
Grade, Hans, Ingenieur, Bork, Post Brück (Mark).
Gradenwitz, Richard, Dr.-Ing., Fabrikbesitzer, Berlin-Grunewald, Winklerstr. 6.
Grammel, R., Dr., Prof. der Mechanik an der Techn. Hochschule Stuttgart.
Gries, Aloys van, Dipl.-Ing., Cöln-Ehrenfeld, Merkenstr. 15.
Grod, C. M., Dipl.-Ing., i. Fa. Kondor-Flugzeugwerke G. m. b. H., Essen, Postfach 276.
Große, Prof. Dr., Vorsteher des meteorologischen Observatoriums, Bremen, Freihafen I.
Grübler, M., Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Dresden-A., Bernhardstraße 98.
Grulich, Karl, Dipl.-Ing., Warnemünde, Diedrichshäger Chaussee 5.
Gsell, Robert, Dipl.-Ing., Eidgenössisches Luftamt, Bern (Schweiz), Eigerplatz 8.
Gümbel, Professor Dr.-Ing., Charlottenburg, Schloßstr. 66.
Gutbier, Walter, Ingenieur und Direktor der Flugmaschine Rex G. m. b. H., Köln-Ossendorf.
Gutermuth, Ludw., Dipl.-Ing., Berlin SW 61, Großbeerenstraße 13a.

Haas, Rudolf, Dr.-Ing., Baden-Baden, Lichtentalerallee 10.
Haber, Fritz, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Direktor d. K.-W.-Instituts f. Physik, Chemie u. Elektrochemie, Berlin-Dahlem, Faradayweg 8.
Hahn, Willy, Dr., Justizrat, Rechtsanwalt und Notar, Berlin W 62, Lützowplatz 2.
Haehnelt, Wilhelm, Major, Berlin W 50, Neue Ansbacherstraße 12a.
Hahnemann, W., Direktor der Signal-Gesellschaft m. b. H., Kiel, Werk Ravensburg, Am Habsburger Ring.
Hamel, Georg, Professor Dr., Berlin W 30, Eisenacherstr. 35.
Hammer, Fritz, Ing., Barranquilla, p. Adr. Giesecken & Co., Rep. de Colombia, Süd-Amerika.
Hanfland, Kurt, Ing., Berlin SO 16, Schmidtstr. 35.
Harmsen, Conrad, Dipl.-Ing., Cöpenick-Wendenschloß, Fontanestr. 12.
Harpner, Robert, Ingenieur, Geschäftsführer der E. Rumpler-Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin NW 21, Dortmunderstraße 14.
Hassenbach, Hermann, Dipl.-Ing., Strelitz i. M., Am Bahnhof 392.
Hatlapa, Willy, Dr.-Ing., Merklinde i. W., Wittenerstr. 72.
Heidelberg, V., Dipl.-Ing., Bensberg b. Köln, Kol. Frankenforst.
Heimann, Heinrich, Dr. phil., Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Motzstr. 38.
Heimann, Karl Maria, Dr. jur., 1. Direktor d. Knappschafts-Rückversicherungsverbandes in Charlottenburg, Berlin-Grunewald, Josef-Joachim-Str. 23.
Heinkel, Ernst, Ingenieur, Grumbach b. Schorndorf (Württemberg).
Heinrich, Prinz von Preußen, Königliche Hoheit, Dr.-Ing., Herrenhaus Hemmelmark, Post Eckernförde.
Heinrich, Waldemar, Betriebsing., Halle a. S., Schillerstr. 28.
Heis, Bernhard, Dr., München, Pettenkoferstr. 26 I.
Helffrich, Josef, Dr. phil., Mannheim, Werderstr. 9.
Hering, Max, Fregattenkapitän a. D., Charlottenburg 4, Waitzstr. 17.
Herrmann, A., Regierungsbaumeister, Dipl.-Ing., Zeppelinwerke Staaken b. Spandau, Berlin-Halensee, Ringbahnstraße 2.
Herrmann, Hans, stud. ing. Charlottenburg, Goethestr. 23.
Herzing, Wilhelm, Kaufmann, Dresden-A., Reichsstr. 11.
Hesse, Hans, Hauptmann a. D., Dessau, Ruststr. 3.
Heumann, Rud., Dipl.-Ing., Charlottenburg, Kaiserdamm 44.
Heylandt, Paul, Berlin-Südende, Lindenstr. 10.
Hiehle, K., Direktor der Rhemag Mannheim S. 6, 25.
Hildebrandt, Dr. phil., Hauptmann a. D., Goslar a. H., Zwingerwallpromenade 1.
Hintze, Adolf, Ing., Junkers-Werke, Dessau, Sophienstr. 1 II.
Hirth, Helmuth, Obering., Versuchsbau, Cannstatt b. Stuttgart, Pragstr. 34.
v. Hofe, Chr., Dr. phil., Zehlendorf (Wsb.), Parkstr. 3.
Hoff, C. Th. Wilhelm, Dr.-Ing., Cöpenick, Gutenbergstr. 2.
Hoffmann, Edgar, Dipl.-Ing., Direktor d. Aviatik A.-G., Leipzig, Weinligstr. 7.
Hohenemser, M. W., Bankier, Frankfurt a. M., Neue Mainzer-Straße 25.
Homburg, Erich, Oblt., Berlin W 15, Pfalzburgerstr. 3.
Hopf, L., Dr., München, Georgenstr. 22 II.
Hormel, Walter, Kapitänleutnant a. D., Warnemünde, Diedrichshäger Chaussee 8.
v. Hoernes, Hermann, Oberst, Linz a. D., Roseggerstr. 3.
Horstmann, Marinebaumeister, Rüstringen, Oldbg., Ulmenstraße 1 c.
Hromadnik, Julius, Ingenieur, Schwanheim b. Frankfurt a. M., Schwanthalerstr. 55.
Hübener, Wilhelm, cand. med., Bremen, Sägestr. 36/38.
Huppert, Prof., Direktor des Kyffhäuser Technikums, Frankenhausen a. Kyffhäuser.
Huth, Erich F., Dr.-Ing., Berlin W 30, Landshuterstr. 9.
Huth, Fritz, Prof. Dr., Neukölln, Bergstr. 135.

Jablonsky, Bruno, Berlin W 15, Kurfürstendamm 18.
Jaray, Paul, Ingenieur, Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen a. B., Meisterhofenerstr. 22.
Jaretzky, Ingenieur, Berlin NW 52, Kirchstr. 13 II.
Joachimczyk, Alfred Marcel, Dipl.-Ing., Berlin W, Courbierestr. 9b.
Joly, August, Hptm. a. D., Klein-Wittenberg a. d. Elbe.
Jonas, Otto, Bankier, Hamburg, Neuerwall 26/28.
Junkers, Hugo, Professor, Dr.-Ing., Dessau, Albrechtstr. 47.

Kann, Heinrich, Oberingenieur, Charlottenburg, Ilsenburgerstraße 2.
v. Kármàn, Th., Prof. Dr., an der Techn. Hochschule Aachen, Aachen, Lousbergstr. 20.
Kasinger, Felix, Direktor, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.
Kastner, Gustav, Major a. D., Aachen, Bismarckstr. 63.
Katzmayr, Richard, Dipl.-Ing., Wien IV/18, Apfelgasse 3.
v. Kehler, Richard, Major a. D., Charlottenburg, Dernburgstraße 49.
Keitel, Fred., Ing., Zürich, Schaffhauserstr. 24 II.
Kelling, Erich, Dipl.-Ing., Rostock (Mecklbg.), Blücherstr. 20.
Kiefer, Theodor, Ingenieur, Bitterfeld, Kaiserstr. 40.
Kirste, Leo, Dipl.-Ing., Wien II, Erzherzog-Karl-Platz 18, T. 12.
Klemin, Alexander, Consulting Engineer, 22 East 17th Street, New York.
Klemperer, Wolfgang, Dipl.-Ing., Aachen, Preußenweg 68.
Klingenberg, G., Prof., Dr., Dr.-Ing. Dr. phil., Direktor der A. E. G., Charlottenburg, Neue Kantstr. 21.
Knoller, R., Prof., Wien VI, Röstlergasse 6.
Knorr, Robert, Dipl.-Ing., München, Ismaningerstr. 106 II l.
Kober, Th., Direktor, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B.
Koch, Erich, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Neue Karlstr. 25.
Koebe, Paul, Professor Dr., Jena, Techn. Hochschule.
Kölzer, Joseph, Dr., Meteorologe, Berlin W 30, Nollendorfstraße 29/30.
Koenig, A., Dipl.-Ing., Aachen, Viktoriaallee 33.
König, Georg, Oberingenieur, Berlin-Dahlem, Podbielsky-Allee 61.
Kook, E., Dipl.-Ing., Köln-Ehrenfeld, Gutenbergstr. 130.
Koppe, Heinrich, Abt.-Leiter der D. V. L., Adlershof, Rudower Chaussee.
Koschel, Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Krause, H. Marinebaumeister, Malmö, Hamngatan 4.
Krause, Max, Fabrikbesitzer, Berlin-Steglitz, Grunewaldstr. 44.
Krell, Otto, Prof., Direktor der Siemens-Schuckert-Werke, Berlin-Dahlem, Cronbergerstr. 26.
Krey, H., Regierungsbaurat, Leiter der Versuchsanstalt f. Wasserbau u. Schiffbau, Charlottenburg, Leibnizstr. 20 III.
Kroll, Willy, Verlagsbuchhändler, Leipzig-Schönefeld, Schmidt-Rühlstr. 36.

Kromer, Ingenieur, Leiter d. Abt. Luftfahrzeugbau d. Polytechnikums Frankenhausen, am Kyffh.
Kruckenberg, Fr., Direktor, Dipl.-Ing., Heidelberg, Unter der Schanze 1.
Krupp, Georg, Hauptmann a. D., Geschäftsführer der W G L, Charlottenburg, Kaiserdamm 23.
Krupp, Kurt, Bienau b. Liebemühl, Ostpr.
Kutta, Wilhelm, Prof. Dr., Stuttgart, Römerstr. 138 I.
Kutzbach, K., Prof., Direktor am Versuchs- u. Materialprüfungsamt d. Techn. Hochschule Dresden, Dresden-A., Liebigstraße 22.

Lanz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Bismarckstr. 99.
Laudahn, Wilhelm, Marinebaurat, Berlin-Lankwitz, Meyer-Waldeckstr. 2 pt.
v. Ledermann, H., Rittergutsbesitzer, Charlottenburg, Meineckestr. 4.
Leiber, J. Egwin, Direktor, Leipzig-Gohlis, Kleiststr. 8.
v. Lentz, Dietrich Frhr., Deutscher Vizekonsul, Milano (Italien), Consolato Svizzero.
v. Lepel, Egbert, Ingenieur, Berlin-Wilmersdorf, Weimarischestraße 4.
Leuschel, Franz, Marineoberingenieur, Aschersleben, Goethestraße 2.
Lewald, Th., Wirkl. Geh. Oberregierungsrat, Ministerialdirektor, Reichsamt des Innern, Berlin W 10, Kaiserin-Augustastr. 58.
Lewe, V., Dr.-Ing., Dr., Berlin NW 87, Ufenaustr. 2.
Leyensetter, Walter, Dipl.-Ing., Cannstatt, Hohenstaufenstraße 3.
v. Linde, C., Geheimrat Prof. Dr.-Ing., München 44, Prinz-Ludwigshöhe.
Link, Regierungsbaumeister, Zeppelinwerk Lindau, Postfach 46.
Linke, F., Prof. Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Lipfert, Alfred, Ingenieur, Dresden-N. 30, Kötzschenbrodaerstraße 76.
Listemann, Fritz, Hauptmann a. D., Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 41.
Lorenzen, C., Ingenieur, Luftschraubenbau, Berlin-Neukölln, Richardplatz 19.
v. Lößl, Ernst, Dr.-Ing., München, Alexandrastr. 1 III.
Loewel, Carl Aug., Ingenieur, Nürnberg, Sulzbacherstr. 52 III.
Ludewig, P., a. o. Prof. u. Vorstand d. Radium-Instituts Freiberg i. Sa., Dr., Privatdozent, Alberstr. 22.
Lürken, M., Oberingenieur, Dessau, Ringstr. 23.
v. Lüttwitz, Ernst Frhr., Frankenhausen a. Kyffh., »Frankenburg«.

Mackenthun, Walter, Hauptmann a. D., Vorstandsmitglied der Deutschen Luftreederei, Berlin W., Tiergartenstr. 22.
Madelung, E., o. Prof. Dr., Universität Kiel.
Madelung, Georg, Dipl.-Ing., Dessau, Askanische-Str. 105.
Mader, Dr.-Ing., Direktor d. Forschungsanstalt Professor Junkers, Dessau, Kaiserplatz 23.
Mades, Rudolf, Dr.-Ing., Berlin-Schöneberg, Kaiser-Friedrichstr. 6 III.
Mann, Willy, Ing., Suhl-Neundorf i. Oh.
Marcuse, Adolf, Prof. Dr., Charlottenburg, Dahlmannstr. 12.
Marx, Otto, Direktor d. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Charlottenburg, Bismarckstr. 71.
Maschke, Georg, Rentier, Charlottenburg, Goethestr. 1.
Masse, Alfred, Hamburg, Mittelweg 31 I.
Maurer, Ludwig, Dipl.-Ing., Oberingenieur b. Automobil u. Aviatik A.-G., Leipzig-Gohlis, Platnerstr. 9a III.
Maybach, Karl, Direktor, Friedrichshafen a. Bodensee, Zeppelinstr. 11.
Meckel, Paul A., Bankier, Berlin NW 40, In den Zelten 13.
Mederer, Robert, Direktor, Berlin-Friedenau, Goßlerstr. 10.
ter Meer, Geh. Kommerzienrat Dr., Uerdingen a. Niederrhein.
Messter, Oskar, Berlin W 9, Leipzigerstr. 110/111.
Meyke, Torpedo-Stabs-Ing., Köln-Poll, Siegburgerstr. 186.
Meyer, Eugen, Geh. Reg.-Rat Professor Dr., Charlottenburg, Neue Kantstr. 15.
Meyer, P., Prof., Delft (Holland), Spoorsingel 29.
Meyer, Paul, Dr., Oberregierungsrat, Berlin NW, Sommerstr. 3.
Miethe, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Vorstand d. Berliner Vereins f. Luftfahrt, Charlottenburg, Berlinerstr. 172.

v. Miller, Oskar, Exzellenz, Geh. Baurat Dr., Reichsrat, Direktor d. Deutschen Museums, München, Ferdinand-Miller-Platz 3.
v. Mises, Edler, Prof., Dr., Berlin W 39, Barbarossastr. 14.
Mitscherling, Paul, Fabrikbesitzer, Radeburg b. Dresden, Bahnhofstr. 199.
Moltrecht, W., Rittergutsbesitzer, Herrschaft Raddatz i. Pomm., Kreis Neustettin.
v. Möller, Exzellenz, Staatsminister a. D., Berlin W, von-der-Heydtstr. 12.
Morell, Wilhelm, Leipzig, Apelstr. 4.
Morin, Max, Dipl.-Ing., Patentanwalt, Berlin W 57, Yorckstraße 46.
Mühle, Bruno, Madrid, Puerta del Sol, 3.
Müller, Curt, Dipl.-Ing., Zehlendorf (Wsb.), Markgrafenstraße 3.
Müller, Friedrich Karl, Montjoie (Bez. Aachen).
Müller, Fritz, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Halensee, Küstrinerstr. 4 III.
Müller, Richard, Geh. Marinebaurat, Berlin W 62, Wichmannstr. 23 pt. l.
Müller-Breslau, H., Geh. Reg.-Rat, Prof. an der Techn. Hochschule Charlottenburg, Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Kurmärkerstr.
Munk, Max, Dr.-Ing., Dr., Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen a. B.
Münzel, Anton, Ing., Berlin-Oberschöneweide, Wilhelminenhofstr. 25 III.

Naatz, Hermann, Oberingenieur, Dipl.-Ing., Bitterfeld, Kaiserstraße 58.
Naumann, Exzellenz, Wirkl. Geh. Rat, Dr., Ministerialdirektor, Berlin W 8, Unter den Linden 4.
Neesen, Arthur, Marinebaumeister, Hamburg, Pension Földner, an der Alster 82 I.
Nernst, W., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., Berlin W 35, Am Karlsbad 26a.
Neumann, Georg Paul, Hauptmann a. D., Berlin-Wilmersdorf, Trautenaustr. 11.
Niemann, Erich, Hauptmann a. D., Charlottenburg, Dernburgstr. 49.
Noack, W., Dipl.-Ing., Charlottenburg, Friedbergstr. 12.
Nusselt, W., o. Prof. Dr.-Ing., Techn. Hochschule, Karlsruhe (Baden).

Offermann, Erich, Ingenieur, Charlottenburg, Berlinerstraße 157 III.
Oppenheimer, M. J., Fabrikbesitzer, Frankfurt a. M., Rheinstr. 29.
Oertz, Max, Dr.-Ing., Hamburg, An der Alster 84.
Osterland, Erich, Ingenieur, Zwickau i. Sa., Äußere Leipzigerstraße 12 I.
Oesterlen, Fritz, Prof., Dr.-Ing., Techn. Hochschule, Hannover, Callinstr. 11.
Ostwald, Walter, Chemiker, Großbothen i. Sa.

v. Parseval, August, Professor Dr., Dr.-Ing., Major z. D., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Peppler, Albert, Dr., Privatdozent, Badische Landeswetterwarte Karlsruhe (Baden).
Pfeiffer, A., Dr.-Ing., Charlottenburg, Mommsenstr. 3 III.
v. Platen, Horst, Oberingenieur, Berlin-Wilmersdorf, Deidesheimerstr. 11.
Pohlhausen, Ernst, Dr., Flugzeugbau Friedrichshafen, Werft Warnemünde.
Pohlhausen, Karl, Göttingen, Bergstr. 9.
Polis, P. H., Prof. Dr., Aachen, Monsheimallee 62.
Popp, Friedrich, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Brauhofstr. 3 III.
Poppe, Leopold, Hauptmann, Kaufmann, Bergwerksdirektor, Dresden, Winkelmannstr. 2.
Prandtl, L., Prof. Dr., Dr.-Ing., Göttingen, Bergstr. 15.
Prestien, Fritz, Hptm. a. D., Charlottenburg 5, Kuno Fischerstr. 13.
Pröll, Arthur, Prof. Dr.-Ing., Techn. Hochschule, Hannover, Welfengarten 1.
Proschwitzky, Regierungsbaumeister, Berlin N 31, Bernauerstr. 22 I.

Quittner, Viktor, Dr. Dipl.-Ing., Wien I, Rudolfsplatz 10.

Rahtjen, Arnold, Dr. chem., Berlin-Wilmersdorf, Jenaerstraße 17 II.
Rasch, Ferdinand, Direktor der Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken b. Spandau.
Rau, Friedrich, Zivilingenieur, Berlin N 4, Kesselstr. 16.
Rau, Fritz, Oberingenieur i. Fa. Automobil u. Aviatik A.-G., Leipzig, Kronprinzstr. 5.
Rau, Karl, Oberingenieur, Karlshorst, Stolzenfelsstr. 1.
Reichel, W., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr.-Ing., Direktor d. Siemens-Schuckert-Werke, Berlin-Lankwitz, Beethovenstraße 14.
Reinhardt, Fr., Ing., Hennigsdorf b. Berlin, Parkstr. 2.
Reißner, H., Prof. Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 18.
Reuter, Otto, Dipl.-Ing., Dessau, Albrechtstr. 11.
v. Rieben, Egon, Dr. jur., Berlin-Grunewald, Trabenerstr. 16.
Riedler, A., Prof., Charlottenburg, Technische Hochschule.
Rieppel, Paul, Prof. Dr.-Ing., Danzig, Techn. Hochschule.
Rinne, Albert, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Dahlmannstr. 2.
Rohrbach, Adolf K., Dipl.-Ing., Charlottenburg, Wielandstraße 18.
de le Roi, Wolfram, Berlin W, Kurfürstendamm 186.
Romberg, Friedrich, Geh. Reg.-Rat Prof., Berlin-Nikolassee, Teutonenstr. 20.
Roselius, Ludwig, Kaufmann, Kgl. bulg. Generalkonsul, Bremen, Böttcherstr. 6.
Rothgießer, Georg, Ingenieur, Berlin W 30, Martin-Lutherstraße 91.
Roux, Max, Direktor der Firma Carl Bamberg, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 87/88.
Rumpler, Edmund, Ingenieur, Generaldirektor d. Rumplerwerke, Göggingen b. Augsburg, Hessingsche Kuranstalt.
Rümelin, Th., Dr.-Ing. Regierungsbaumeister a. D., München, Pienzenauerstr. 6 I.
Runge, C., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., Göttingen, Wilhelm-Weberstraße 21.
Runge, Richard, Kaufmann, Hamburg, Gröningerstr. 14.

Sack, Paul, Kommerzienrat, Dr.-Ing., Leipzig-Plagwitz, Karl-Heinestr. 101.
Salzer, W., Dipl.-Ing., München, Destouchesstr. 38.
v. Sanden, R., Prof. Dr., Clausthal i. H.
Seddig, Dr., Privatdozent, Buchschlag bei Frankfurt a. M.
Seehase, Dr.-Ing., Berlin SO 36, Elsenstr. 1.
Seitz, Carl, Major a. D., Dessau, Kaiserplatz 21.
Selzer, Carl, Generaldirektor d. Albatros-Ges. m. b. H., Berlin SW 11, Kleinbeerenstr. 6.
Seppeler, Arnold, Ingenieur, Feuerbach (Württ.), Eberhardstraße 70 II.
Seppeler, Ed., Dipl.-Ing., Neukölln, Saalestr. 38.
Siegert, Wilhelm, Oberstleutnant a. D., Charlottenburg 9, Bundesallee 12.
Siegroth, Eugen W. E., Cöln, Domstr. 25.
v. Sierstorpff, Graf Adalbert, Eltville a. Rh.
Silverberg, P., Dr., Generaldirektor, Cöln, Worringerstraße 18.
Simon, Aug., Th., Lederfabrikant, Kirn a. d. Nahe.
Simon, Robert Th., Kirn a. d. Nahe.
Simon, Th., Kommerzienrat, Kirn a. d. Nahe.
v. Soden-Fraunhofen, Frhr., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 10.
Solff, Karl, Direktor d. Ges. f. drahtl. Telegraphie, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 156.
Sommer, Robert, Ziviling., Charlottenburg, Waitzstr. 12.
Süring, R., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., Potsdam, Telegraphenberg.
Schaffran, Karl, Dr.-Ing., Versuchsanstalt f. Wasserbau und Schiffbau, Berlin NW 23, Schleuseninsel i. Tiergarten.
Schapira, Dr.-Ing., Direktor d. Ges. f. drahtl. Telegraphie, Berlin SW 61, Tempelhofer Ufer 9.
Schier, R., Dr., Berlin-Friedenau, Isoldestr. 4 II.
Schiller, Ludwig, Dr., Göttingen, Am Leinekanal 3. Institut für angewandte Mechanik.
Schilling, Prof., Dr., Bremen, Seefahrtsschule.
v. Schlick, Hans-Carl, Direktor der Luft-Verkehrs-Gesellschaft, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 27.
Schlink, Prof. Dr., Techn. Hochschule, Braunschweig, Gaußstraße 31.
Schmidt, C., Dr.-Ing., Friedrichshafen a. B., Geigerstr. 3.
Schmidt, Curt, Sanitätsrat, Dr. med., Nervenarzt (Sanatorium), Dresden-Strehlen, Josefstr. 12b.
Schmidt, F., Exzellenz, Dr., Staatsminister, Berlin-Steglitz, Schillerstr. 7.
Schmidt, K., Professor Dr., Halle a. S., Am Kirchtor 7.
Schmiedecke, Exzellenz, Generalleutnant, Hermsdorf b. Berlin, Waldseestr. 19.
Schmiedel, Dr.-Ing., Berlin W 62, Kleiststr. 18.
Schneider, Franz, Direktor der Franz Schneider Flugmaschinenwerke Seegefeld, Berlin-Wilmersdorf, Konstanzerstr. 7.
Scholler, Karl, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Königsweg 31 II, Portal 2.
Schoeller, Arthur, Hauptmann, Berlin-Schöneberg, Bayer. Platz 4 II.
Schreiber, Oberreg.-Rat Prof. Dr., Dresden-N 6, Gr. Meißnerstr. 15.
Schreiner, Friedrich W., Ing., Charlottenburg, Grolmannstraße 21 II.
Schroeder, Joseph, Oberingenieur, Leipzig-Gohlis, Landsbergerstr. 46.
Schubart, Erich, Amtsgerichtsrat Dr., Charlottenburg, Fredericiastr. 7.
Schubert, Rudolf, Dipl.-Ing., Friedrichshagen, Seestr. 63.
Schulte-Frohlinde, H., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Seemoos 2.
Schütte, Johann, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing., Zeesen b. Königswusterhausen, Schütte-Lanzstraße.
Schüttler, Paul, Direktor der Pallas-Zenith-Gesellschaft, Berlin-Wilmersdorf, Paulsbornerstr. 1.
Schwager, Otto, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Friedbergstr. 24.
Schwarzenberger, Curt, Hauptmann a. D., Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 94/95.
Schwerin, Edwin, Dr.-Ing., Charlottenburg, Schillerstr. 62.
Stadie, Alfons, Dipl.-Ing., Danzig-Langfuhr, Taubenweg 1.
Stahl, Friedr., Hauptmann im Reichswehrministerium, Charlottenburg 9, Württembergallee 26/27.
Stahl, Karl, Oberingenieur, Friedrichshafen a. B., Seestr. 37.
Starke, Exzellenz, Vizeadmiral z. D., Berlin-Lichterfelde-West, Mühlenstr. 23.
von den Steinen, Carl, Dipl.-Ing., Marine-Bauführer, Kiel, Esmarchstr. 61.
Steinitz, Otto, Dr.-Ing., Betriebsleiter d. Propellerfabrik Lorenzen, Berlin S 61, Bergmannstr. 51.
Stoeckicht, Wilh., Dipl.-Ing., München, Herzog Rudolfstraße 36.
Straubel, Prof. Dr. phil. Dr. med., Geschäftsleiter d. Zeißwerke, Jena, Botzstr. 10.
Struve, Philipp, Dipl.-Ing., Kiel, Scharnhorststr. 10 I b. Ahrens.
Student, Kurt, Hauptmann, Berlin-Pankow, Florastr. 89 I.
Stumpf, Paul, Oberingenieur, Breslau, Kaiser-Wilhelmstraße 161 II.

Tempel, Heinz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Schillerstr. 37/38, Luftfahrt, Adlershof.
Tetens, Otto, Prof. Dr., Observator, Lindenberg (Kreis Beeskow), Observatorium.
Theis, Karl, Dipl.-Ing., Techn. Leiter d. Halberstädter Flugzeugwerke, Halberstadt, Hohenzollernstr. 19 III.
Thelen, Robert, Dipl.-Ing., Hirschgarten b. Friedrichshagen, Eschenallee 5.
Thilo, Postrat, Berlin-Halensee, Halberstädterstr. 4/5.
Thoma, Dieter, Dr.-Ing., Gotha, Schöne Allee 6.
v. Thüna, Frhr., Direktor, Böblingen, Waldburgstr.
Tischbein, Willy, Direktor d. Continental-Caoutchouc und Guttapercha Comp., Hannover, Vahrenwalderstr. 100.
Trefftz, E., Dr., Prof. an der Techn. Hochschule, Aachen, Lousbergerstr. 38.
Treitschke, Friedrich, Fabrikbesitzer, Kiel, Niemannsweg 81 b.
v. Tschudi, Georg, Major a. D., Berlin-Schöneberg, Apostel-Paulusstraße 16.

Unger, Willy, Dipl.-Ing., Berlin O 17, Gr. Frankfurterstr. 6.
Ursinus, Oskar, Zivilingenieur, Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8.

v. Valentini, Exzellenz, Wirkl. Geh. Rat Dr., Hameln a. W., Ostertorwall 12.
Vollbrandt, Adolf, Kaufmann, Freiberg i. Br., Bayernstr. 6.
Vorreiter, Ansbert, Zivilingenieur, Berlin-Nikolassee, Gertrudstraße 3.
Voßnack, E., Prof. an der Techn. Hochschule Delft i. Holland.
Wachsmuth, R., Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Frankfurt a. M., Robert-Mayerstr. 4.
v. Wacker, Alexander, Ritter, Dr. phil. et jur., Geh. Kommerzienrat, Schachen b. Lindau i. B.
Wagenführ, Major, Berlin W, Friedrich-Wilhelmstr. 18.
Wagner, Rud., Dr., Oberingenieur, Hamburg, Bismarckstraße 105.
Walter, M., Direktor d. Norddeutschen Lloyd, Bremen, Lothringerstr. 47.
Wankmüller, Romeo, Direktor, Berlin W 15, Kurfürstendamm 74.
Wassermann, B., Dipl.-Ing., Patentanwalt, Berlin SW 68, Alexandrinenstr. 1b.
Weber, M., Prof., Techn. Hochschule Charlottenburg, Berlin-Nikolassee, Lückhaffstr. 19.
de Weerth, Fritz, Dr., Elberfeld, Königstr. 28.
Wegener, Curt, Prof. Dr., Abt.-Vorstand der Abt. III der Deutschen Seewarte, Hamburg-Groß-Borstel, Warnecker Weg 15.
Weidenhagen, R., Vorsteher der Wetterwarte u. Leiter d. öffentl. Wetterdienstes, Magdeburg, Bahnhofstr. 17.
Weißmann, Robert, Dr., Geh. Reg.-Rat, Staatsanwaltschaftsrat, Berlin-Grunewald, Niersteinerstr. 3.
Wendt, Fritz, Dipl.-Ing., Berlin-Neukölln, Thiemannstr. 15.
Wenger, R., a. o. Professor, Direktor d. Geophysikalischen Instituts d. Universität, Leipzig, Talstr. 38.
Westphal, Paul, Ingenieur, Leiter der »Axial« Propellerfabrik, Berlin-Dahlem, Altensteinstr. 33.
Weyl, Alfred Richard, stud. ing., Charlottenburg 5, Kaiserdamm 4.
Wiechert, E., Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Göttingen, Herzberger Landstr. 180.
Wiener, Otto, Wien.
Wieselsberger, C., Dr., Dipl.-Ing., Abteilungsleiter der aerodyn. Ver.-Anst. Göttingen, Reinhäuser Landstr. 53.
Wigand, Albert, Prof. Dr., Halle a. S., Kohlschütterstr. 9.
Wilberg, Helmuth, Hauptmann, Berlin, Wilmersdorf, Prinzregentenstr. 84.
Willmann, Paul, Fabrikbesitzer, Berlin SW 61, Blücherstr. 12.
Wischer, Herbert, Marinebaumeister, Rostock (Mecklenburg), Friedrich-Franzstr. 109 II.
Wolf, Heinrich, Kaufmann, Leipzig, Löhosstr. 2.
Wolff, E. B., Direktor Dr., Amsterdam, Marinewerft.
Wolff, Ernst, Dipl.-Ing., Direktor d. Reichswerke Spandau, Lichterfelde-Ost, Bismarckstr. 7.
Wolff, Hans, Dr. phil., Adlershof, Bismarckstr. 6.
Wolff, Harald, Obering. d. Siemens-Schuckert-Werke, Charlottenburg, Niebuhrstr. 57.
Wronsky, Martin, Prokurist, Berlin-Lankwitz, Bruchwitzstr. 4.

Zahn, Hugo, Oberingenieur, Direktor der Magirus-Werke, G. m. b. H., Steglitz b. Berlin, Sedanstr. 1.
Zahn, Werner, Hauptmann a. D., Charlottenburg 9, Kaiserdamm 26 b. Esche.
v. Zeppelin jr., Ferdinand Graf, Dipl.-Ing., Charlottenburg-Westend, Bundesallee 6.
Zeyßig, Hans, Dipl.-Ing., Assistent an der Versuchsanstalt für Verbrennungsmaschinen und Kraftfahrzeuge an der Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Kurfürstenallee 37.
Ziervogel, W., Oberbergrat, Staßfurt, Steinstr. 21.
Zimmer-Vorhaus, Major a. D., Charlottenburg, Kuno Fischerstr. 17.
Zimmermann, H., Wirkl. Geh. Oberbaurat, Dr.-Ing., Berlin NW 52, Calvinstr. 4.
Zinke, Conrad, Fabrikbesitzer, Zündschnurfabrik, Meißen i. Sa.

d) Außerordentliche Mitglieder.

Aero-Club von Deutschland, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Aerodynamisches Institut der technischen Hochschule Aachen.
Albatros-Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugplatz Eingang 5.
Argentinischer Verein deutscher Ingenieure, Buenos-Aires, San Martin 439.
Argus-Motoren-Gesellschaft, Berlin-Reinickendorf.
Automobil & Aviatik A.-G., Leipzig-Schönefeld.

Bayerische Motorenwerke A.-G., München 46, Schleißheimerstraße 288.
Bayerische Rumpler-Werke A.-G., Augsburg.
Bayerische Staatsbibliothek, München.
Benz & Cie. A.-G., Mannheim.
Berlin-Halberstädter Industriewerke A.-G., Halberstadt.
Berliner Verein für Luftschiffahrt E. V., Berlin W 30, Nollendorfplatz 3.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Aachener, Aachen, Vorsitzender Wüst.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Dresdner, Dresden-A., Schnorrstr. 7, Geschäftsstelle.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Hessischer, Kassel.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Kölner, Köln, Bürgergesellschaft, Apellhofplatz. Schatzmeister: Alb. Benger.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Pfalz-Saarbrücker, Saarbrücken 3. Georg Heckel.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Rheingau, Wiesbaden.
Bezirksverein Deutscher Ingenieure, Ruhr, Mühlheim-Ruhr, Schloßstr. 73, Emil Koch.
Bibliothek der Techn. Hochschule zu Berlin, Charlottenburg 2.
Bremer Verein für Luftfahrt E. V., Bremen, Lloydgebäude.
Bund deutscher Flieger E. V., Essen Ruhr, Steelerstr. 38.

Chem. Fabrik Griesheim-Elektron, Frankfurt a. M., Direktor: A. Lepsius, Frankfurt a. M.
Chem. Laboratorium für Handel und Industrie, Dr. Robert Henriques Nachf., Berlin W 35, Lützowstr. 96.

Daimler-Motoren-Gesellschaft, Werk Sindelfingen.
Danziger Verein für Luftfahrt Danzig, Danzig-Langfuhr, Hermannshoferweg 5.
Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig-Großzschocher.
Deutsche Luft-Reederei, Berlin NW 7, Sommerstr. 4.
Deutscher Luftflottenverein E. V., Ortsgruppe Rostock, Rostock i. M., Hopfenmarkt 4.
Drachenstation a. Bodensee, Friedrichshafen a. Bodensee.

Flensburg Stadtgemeinde, Flensburg. Oberbürgermeister: Dr. Todsen.
Flugmaschine Rex G. m. b. H., Köln-Bickendorf.
Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Frankfurter Verein für Luftfahrt, Geschäftsstelle: Frankfurt a. M., Robert-Mayerstr. 2.

Germania-Flugzeugwerke G. m. b. H., Leipzig-Eutritsch.
Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H., Berlin S.W. 11, Hallesches Ufer 12/13.

Hannoversche Waggonfabrik A.-G., Hannover-Linden.
Hartmann & Braun A.-G., Frankfurt a. M., West 13.

Klemm, Hans, Regierungsbaumeister, Sindelfingen, Bahnhofstr. 148.
Kurhessischer Verein für Luftfahrt, Sektion Marburg, Marburg i. H., Physik. Institut.

Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau.
Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Zeesen b. Königswusterhausen.
Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin W. 62, Kleiststr. 8.
Luft-Verkehrs-Gesellschaft Komm.-Ges., Charlottenburg, Bismarckstr. 71.

Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Augsburg.
Maybach-Motorenbau G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Militärversuchsamt, Berlin, Postamt Plötzensee.

Nationale Automobil-Gesellschaft A.-G., Berlin-Oberschöneweide.
Naturforschende Gesellschaft, Danzig, Frauengasse 26.

Ölmaschinen-Laboratorium der Kgl. Norwegischen Techn. Hochschule, Trondhjem (Norwegen).

Oertzwerke Nordseewerft der Hansa- & Brandenburgischen Flugzeugwerke A.-G., Neuhof am Reiherstieg bei Hamburg.

Österreichischer Aero-Club, Wien I, Tuchlauben 3.

Otto-Werke G. m. b. H., München, Schleißheimerstr. 141.

Physikalisches Institut der Unsiversität Leipzig, Linnéstr. 5. Prof. Dr. O. Wiener.

Polizei-Flieger-Staffel Mitteldeutschland, Halberstadt.

Polizei-Flieger-Staffel Schwerin, Schwerin-Görries.

Preußisches Aeronautisches Observatorium, Lindenberg, Kreis Beeskow.

Preußische Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin NW 23, Schleuseninsel i. Tiergarten.

Rostocker Aero-Club E. V., Rostock i. M., Hopfenmarkt 4.

Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin W 9, Bellevuestr. 5a.

Sächs. Verein für Luftfahrt, Dresden, Ferdinandstr. 5 I. Schriftführer: Dr. Schulze-Garten.

Società Anonima per lo Sviluppo dell'Aviazione in Italia, Mailand (Italien), Casella Postale 12—19.

Verein Deutscher Ingenieure, Berlin NW 7. Sommerstr. 4a. Vertreter: Dr. Heller.

Verein Deutscher Motorfahrzeug-Industrieller, Berlin NW 7, Unter den Linden 12/13.

Verein für Luftfahrt in Mainz E. V., Mainz, Gr. Bleiche 48.

Versuchsanstalt für Kraftfahrzeuge, Wien IX/2, Severinggasse 7. Leiter: Oberingenieur Zoller, Schöpfer: Exzellenz Exner.

Zeppelin-Werke G. m. b. H. Staaken, Staaken (Osthavelland).

II. Satzung.

Die Satzung der WGL, die am 3. April 1912 gegründet ist, wird laut Beschluß der Hauptversammlung vom 10. Dezember 1919 für die erweiterten und neuen Aufgaben der Gesellschaft einer zeitentsprechenden Neubearbeitung unterzogen werden. Ihr bisheriger Wortlaut ist:

I. Name und Sitz der Gesellschaft.

§ 1.

Die am 3. April 1912 gegründete Gesellschaft führt den Namen »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.« und hat ihren Sitz in Berlin. Sie ist in das Vereinsregister des Königlichen Amtsgerichts Berlin-Mitte eingetragen unter dem Namen: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Eingetragener Verein.«

II. Zweck der Gesellschaft.

§ 2.

Zweck der Gesellschaft ist der Zusammenschluß von Fachleuten der Luftfahrtechnik, der Luftfahrwissenschaft und anderen mit der Luftfahrt in Beziehung stehenden Kreisen zur Erörterung und Behandlung theoretischer und praktischer Fragen des Luftfahrzeugbaues und -betriebes.

§ 3.

Mittel zur Erreichung dieses Zweckes sind:

1. Versammlungen, in denen Vorträge gehalten und Fachangelegenheiten besprochen werden,
2. Druck und Versendung der Vorträge und Besprechungen an die Mitglieder,
3. Beratung wichtiger Fragen in Sonderausschüssen,
4. Stellung von Aufgaben und Anregung von Versuchen zur Klärung wichtiger luftfahrtechnischer Fragen,
5. Herausgabe von Forschungsarbeiten auf dem Gebiet der Luftfahrtechnik und Wissenschaft.

III. Mitgliedschaft.

§ 4.

Die Gesellschaft besteht aus:

1. ordentlichen Mitgliedern,
2. außerordentlichen Mitgliedern,
3. Ehrenmitgliedern.

§ 5.

Ordentliche Mitglieder können nur Personen in selbständiger Stellung werden, die auf dem Gebiet der Luftfahrtechnik oder Luftfahrwissenschaft tätig sind, oder von denen sonst eine Förderung der Gesellschaftszwecke zu erwarten ist.

Das Gesuch um Aufnahme als ordentliches Mitglied ist an den Geschäftsführenden Vorstand (§ 18 Abs. 2) zu richten, der über die Aufnahme entscheidet. Das Gesuch hat den Nachweis zu enthalten, daß die Voraussetzungen in § 5 Abs. 1 erfüllt sind. Dieser Nachweis ist von zwei ordentlichen Mitgliedern durch Namensunterschrift zu bestätigen.

Lehnt der Geschäftsführende Vorstand aus irgendwelchen Gründen die Entscheidung über die Aufnahme ab, so entscheidet der Gesamtvorstand (§ 18 Abs. 1) über die Aufnahme.

Wird das Aufnahmegesuch vom Geschäftsführenden Vorstand abgelehnt, so ist Berufung an den Gesamtvorstand (§ 18 Abs. 1) gestattet, der endgültig entscheidet.

§ 6.

Außerordentliche Mitglieder können Personen oder Körperschaften werden, welche die Drucksachen der Gesellschaft zu beziehen wünschen. Bei nicht rechtsfähigen Gesellschaften erwirbt ihr satzungsmäßig oder besonders bestellter Vertreter die außerordentliche Mitgliedschaft.

Das Gesuch um Aufnahme als außerordentliches Mitglied ist an den geschäftsführenden Vorstand zu richten, der über die Aufnahme entscheidet.

§ 7.

Zu Ehrenmitgliedern können vom Gesamtvorstande nur solche Personen erwählt werden, welche sich um die Zwecke der Gesellschaft hervorragend verdient gemacht haben.

§ 8.

Das Geschäftsjahr ist das Kalenderjahr.

§ 9.

Jedes ordentliche Mitglied zahlt für das vom 1. Januar bis 31. Dezember laufende Geschäftsjahr einen Beitrag von M. 40, der jedesmal im Januar zu entrichten ist. Für im Auslande wohnende Mitglieder ist der Beitrag für die Währung des betreffenden Landes umzurechnen. Mitglieder, die im Laufe des Geschäftsjahres eintreten, zahlen den vollen Jahresbeitrag innerhalb eines Monats nach der Aufnahme. Beiträge die in der vorgeschriebenen Zeit nicht eingegangen sind, werden durch Postauftrag oder Postnachnahme eingezogen.

§ 10.

Ordentliche Mitglieder oder Körperschaften können durch einmalige Zahlung von M. 500 lebenslängliche Mitglieder werden und sind dann von der Zahlung der Jahresbeiträge befreit.

§ 11.

Jedes außerordentliche Mitglied zahlt für das Geschäftsjahr einen Beitrag von M. 40. Für im Auslande wohnende Mitglieder ist der Beitrag für die Währung des betreffenden Landes umzurechnen.

§ 12.

Ehrenmitglieder sind von der Zahlung der Jahresbeiträge befreit.

§ 13.

Die ordentlichen Mitglieder haben das Recht, an sämtlichen Versammlungen der Gesellschaft mit beschließender Stimme teilzunehmen, Anträge zu stellen, sowie das Recht, zu wählen und gewählt zu werden; sie haben Anspruch auf Bezug der gedruckten Verhandlungsberichte.

§ 14.

Die außerordentlichen Mitglieder haben Anspruch auf Bezug der gedruckten Verhandlungsberichte; sie sind nicht stimmberechtigt, haben aber das Recht, den wissenschaftlichen und technischen Veranstaltungen der Gesellschaft beizuwohnen. Körperschaftliche Mitglieder dürfen nur einen Vertreter entsenden.

§ 15.

Ehrenmitglieder haben sämtliche Rechte der ordentlichen Mitglieder.

§ 16.

Mitglieder können jederzeit aus der Gesellschaft austreten. Der Austritt erfolgt durch schriftliche Anzeige an den geschäftsführenden Vorstand und befreit nicht von der Entrichtung des laufenden Jahresbeitrages. Mit dem Austritt erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 17.

Erforderlichenfalls können Mitglieder auf einstimmig gefaßten Beschluß des Gesamtvorstandes ausgeschlossen werden. Gegen einen derartigen Beschluß gibt es keine Berufung. Mit dem Ausschluß erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

IV. Vorstand.

§ 18.

Der Gesamtvorstand der Gesellschaft setzt sich zusammen aus:

1. dem Ehrenvorsitzenden,
2. drei Vorsitzenden,
3. wenigstens sechs, höchstens dreißig Beisitzern und
4. von den Behörden zu ernennenden Kommissaren.

Den Geschäftsführenden Vorstand im Sinne des § 26 des Bürgerlichen Gesetzbuches bilden die drei Vorsitzenden, die den Geschäftskreis (Vorsitzender, stellvertretender Vorsitzender und Schatzmeister) unter sich verteilen.

§ 19.

An der Spitze der Gesellschaft steht der Ehrenvorsitzende. Diesem wird das auf Lebenszeit zu führende Ehrenamt von den im § 18 Abs. 1 genannten übrigen Mitgliedern des Gesamtvorstandes angetragen. Er führt in den Versammlungen des Gesamtvorstandes und in der Mitgliederversammlung den Vorsitz, kann an allen Sitzungen teilnehmen und vertritt bei besonderen Anlässen die Gesellschaft. An der rechtlichen Vertretung der Gesellschaft wird hierdurch nichts geändert. Im Behinderungsfalle tritt an Stelle des Ehrenvorsitzenden einer der drei Vorsitzenden.

§ 20.

Die übrigen Mitglieder des Gesamtvorstandes werden von den stimmberechtigten Mitgliedern der Gesellschaft auf die Dauer von drei Jahren gewählt. Nach Ablauf eines jeden Geschäftsjahres scheidet der jeweilig dienstälteste Vorsitzende und das jeweilig dienstälteste Drittel der Beisitzer aus, bei gleichem Dienstalter entscheidet das Los. Eine Wiederwahl ist zulässig.

Scheidet ein Vorsitzender während seiner Amtsdauer aus sonstigen Gründen aus, so muß der Gesamtvorstand aus der Reihe der Beisitzer einen Ersatzmann wählen, der sich verpflichtet, das Amt anzunehmen und bis zur nächsten ordentlichen Versammlung zu führen. Für den Rest der Amtsdauer des ausgeschiedenen Vorsitzenden wählt die ordentliche Mitgliederversammlung einen neuen Vorsitzenden.

Scheidet ein Beisitzer während seiner Amtsdauer aus einem anderen als dem in Abs. 1 bezeichneten Grunde aus, so kann der Gesamtvorstand aus den stimmberechtigten Mitgliedern einen Ersatzmann wählen, der sich verpflichtet, das Amt anzunehmen und bis zur nächsten ordentlichen Mitgliederversammlung zu führen.

§ 21.

Der Vorsitzende des Geschäftsführenden Vorstandes (§ 18 Abs. 2) leitet dessen Verhandlungen. Er beruft den Gesamtvorstand und den geschäftsführenden Vorstand, so oft es die Lage der Geschäfte erfordert, insbesondere wenn 2 Mitglieder des Gesamtvorstandes oder des geschäftsführenden Vorstandes es beantragen. Die Einladungen erfolgen schriftlich, einer Mitteilung der Tagesordnung bedarf es nicht.

§ 22.

Der Geschäftsführende Vorstand besorgt alle Angelegenheiten der Gesellschaft, insoweit sie nicht dem Gesamtvorstande oder der Mitgliederversammlung vorbehalten sind. Urkunden, welche die Gesellschaft verpflichten sollen, sowie Vollmachten sind — vorbehaltlich des § 26 und § 27 h bis k — unter dem Namen der Gesellschaft von 2 Vorsitzenden zu unterzeichnen. Durch Urkunden solcher Art wird die Gesellschaft auch dann verpflichtet, wenn sie ohne einen Beschluß des Geschäftsführenden Vorstandes oder des Gesamtvorstandes ausgestellt sein sollten.

§ 23.

Der Geschäftsführende Vorstand muß in jedem Jahre eine Sitzung abhalten, in der unter Beobachtung der Vorschrift des § 34 Satz I die Tagesordnung für die ordentliche Mitgliederversammlung festgesetzt wird. Die Sitzung muß so rechtzeitig abgehalten werden, daß die ordnungsmäßige Einberufung der ordentlichen Mitgliederversammlung nach § 36 noch möglich ist.

§ 24.

Die Beschlüsse des Geschäftsführenden Vorstandes werden mit Stimmenmehrheit gefaßt.

§ 25.

Ist ein Mitglied des Geschäftsführenden Vorstandes behindert, an dessen Geschäften teilzunehmen, so hat der Gesamtvorstand aus der Reihe der Beisitzer einen Stellvertreter zu wählen.

§ 26.

Der Schatzmeister führt und verwahrt die Gesellschaftskasse und nimmt alle Zahlungen für die Gesellschaft gegen seine alleinige Quittung in Empfang.

§ 27.

Zum Geschäftskreis des im § 18 Abs. 1 bezeichneten Gesamtvorstandes gehören folgende Angelegenheiten:

a) Wahl der Ehrenmitglieder (§ 7),
b) Entscheidung über ein Gesuch um Aufnahme als ordentliches Mitglied, wenn der geschäftsführende Vorstand die Entscheidung abgelehnt hat (§ 5 Abs. 3),
c) Entscheidung über eine Berufung gegen einen Beschluß des Geschäftsführenden Vorstandes, durch den ein Gesuch um Aufnahme als ordentliches Mitglied abgelehnt ist (§ 5 Abs. 4),
d) Ausschluß von Mitgliedern (§ 17),
e) Zusammensetzung von Ausschüssen, insbesondere eines Wissenschaftlich-Technischen Ausschusses (§ 3 Nr. 3),
f) Wahl von Ersatzmännern und Stellvertretern für Mitglieder des Gesamtvorstandes in den Fällen des § 20 Abs. 2 u. 3 und des § 25,
g) Einberufung der ordentlichen und außerordentlichen Mitgliederversammlungen,
h) Eingehen von Verpflichtungen der Gesellschaft, die im Einzelfalle den Betrag von M. 2000 überschreiten,
i) Anstellung eines besoldeten Geschäftsführers,
k) Anstellung von Personal, dessen Einzelgehalt mehr als M. 1500 jährlich beträgt.

§ 28.

Der Gesamtvorstand muß in jedem Jahr eine Sitzung abhalten; er ist beschlußfähig, wenn mindestens 4 seiner Mitglieder zugegen sind.

Die Beschlüsse werden mit einfacher Stimmenmehrheit gefaßt. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Ehrenvorsitzenden, im Behinderungsfalle die seines Stellvertreters (§ 19 Satz 4), bei Wahlen das Los.

§ 29.

Der Wissenschaftlich-Technische Ausschuß (§ 27) ist die Mittelstelle für alle sachlichen Fragen. Er bildet aus seinen Mitgliedern Unterausschüsse für die Bearbeitung von Einzelfragen und bereitet das wissenschaftlich-technische Programm für die Mitgliederversammlungen vor. Die Unterausschüsse haben das Recht, sich aus der Reihe der ordentlichen Mitglieder zu ergänzen.

Den Vorsitz des Wissenschaftlich-Technischen Ausschusses führt ein Mitglied des Geschäftsführenden Vorstandes, der Vorsitz der Unterausschüsse je ein vom Wissenschaftlich-Technischen Ausschuß hierzu beauftragtes Ausschußmitglied.

§ 30.

Der Geschäftsführer der Gesellschaft hat die ihm übertragenen Geschäfte nach den Anweisungen des Gesamtvorstandes und des Geschäftsführenden Vorstandes zu erledigen.

Der Geschäftsführer muß zu allen Sitzungen des Gesamtvorstandes und der Ausschüsse zugezogen werden, in denen er beratende Stimme hat.

V. Mitgliederversammlungen.

§ 31.

Zum Geschäftskreis der Mitgliederversammlungen gehören folgende Angelegenheiten:

1. Entgegennahme des vom Gesamtvorstande zu erstattenden Jahresberichts,

2. Entgegennahme des vom Wissenschaftlich-Technischen Ausschuß zu erstattenden Jahresberichts,
3. Entgegennahme des Berichts der Rechnungsprüfer und Entlastung des Gesamtvorstandes von der Geschäftsführung des vergangenen Jahres,
4. Wahl des Vorstandes [mit Ausnahme des Ehrenvorsitzenden (§ 19)],
5. Wahl von 2 Rechnungsprüfern für das nächste Jahr,
6. Beschlußfassung über den Ort der nächsten ordentlichen Mitgliederversammlung,
7. Beschlußfassung über vorgeschlagene Satzungsänderungen,
8. Beschlußfassung über Auflösung der Gesellschaft.

§ 32.

Die Mitgliederversammlung ist das oberste Organ der Gesellschaft. Sie ist befugt, in allen Angelegenheiten Beschlüsse zu fassen, die für den Geschäftsführenden Vorstand und den Gesamtvorstand bindend sind. Die Vertretungsbefugnisse des Geschäftsführenden Vorstandes und des Gesamtvorstandes nach außen wird durch diese Beschlüsse nicht eingeschränkt.

§ 33.

Die Mitgliederversammlungen der Gesellschaft zerfallen in:

1. die ordentliche Mitgliederversammlung,
2. die außerordentlichen Mitgliederversammlungen.

§ 34.

Die ordentliche Mitgliederversammlung soll jährlich möglichst im Mai abgehalten werden. In dieser sind die in § 31 unter 1 bis 6 aufgeführten geschäftlichen Angelegenheiten zu erledigen und die Namen der neuen Gesellschaftsmitglieder bekannt zu geben. Ferner haben wissenschaftliche Vorträge und Besprechungen stattzufinden.

§ 35.

Zu den Mitgliederversammlungen erläßt der geschäftsführende Vorstand die Einladungen unter Mitteilung der Tagesordnung.

Außerordentliche Mitgliederversammlungen können vom Gesamtvorstande unter Bestimmung des Ortes anberaumt werden, wenn es die Lage der Geschäfte erfordert.

Eine solche außerordentliche Mitgliederversammlung muß innerhalb 4 Wochen stattfinden, wenn ein dahingehender von mindestens 30 stimmberechtigten Mitgliedern unterschriebener Antrag mit Angabe des Beratungsgegenstandes eingereicht wird.

§ 36.

Alle Einladungen zu Mitgliederversammlungen müssen mindestens 3 Wochen vorher schriftlich an die Gesellschaftsmitglieder ergehen.

§ 37.

Die Anträge von Mitgliedern müssen dem Geschäftsführer 14 Tage und, soweit sie eine Satzungsänderung oder die Auflösung der Gesellschaft betreffen, 4 Wochen vor der Versammlung mit Begründung schriftlich durch eingeschriebenen Brief eingereicht werden.

§ 38.

In den Mitgliederversammlungen werden die Beschlüsse, soweit sie nicht Änderungen der Satzung oder des Zweckes oder die Auflösung der Gesellschaft betreffen, mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder gefaßt. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden, bei Wahlen das Los.

§ 39.

Eine Abänderung der Satzung oder des Zweckes der Gesellschaft kann nur durch einen Mehrheitsbeschluß von drei Vierteln der in einer Mitgliederversammlung erschienenen stimmberechtigten Mitglieder erfolgen.

§ 40.

Wenn nicht mindestens 20 anwesende stimmberechtigte Mitglieder namentliche Abstimmung verlangen, wird in allen Versammlungen durch Erheben der Hand abgestimmt. Wahlen erfolgen durch Stimmzettel oder durch Zuruf. Sie müssen durch Stimmzettel erfolgen, sobald der Wahl durch Zuruf auch nur von einer Seite widersprochen wird.

Ergibt sich bei einer Wahl nicht sofort die Mehrheit, so sind bei einem zweiten Wahlgange diejenigen beiden Kandidaten zur engeren Wahl zu bringen, für die vorher die meisten Stimmen abgegeben waren. Bei Stimmengleichheit kommen alle, welche die gleiche Stimmenzahl erhalten haben, in die engere Wahl. Wenn auch der zweite Wahlgang Stimmengleichheit ergibt, so entscheidet das Los darüber, wer in die engere Wahl zu kommen hat (s. § 28 Abs. 2).

§ 41.

In allen Versammlungen führt der Geschäftsführer eine Niederschrift, die von dem jeweiligen Vorsitzenden der Versammlung unterzeichnet wird.

§ 42.

Die Geschäftsordnung für die Versammlungen wird vom Gesamtvorstande festgestellt und kann auch von diesem durch einfache Beschlußfassung geändert werden.

VI. Auflösung der Gesellschaft.

§ 43.

Die Auflösung der Gesellschaft darf nur dann zur Beratung gestellt werden, wenn sie von sämtlichen Mitgliedern des Gesamtvorstandes oder von 50 stimmberechtigten Mitgliedern beantragt wird.

Die Auflösung der Gesellschaft kann nur durch ¾ Mehrheit der stimmberechtigten Mitglieder beschlossen werden. Ist die Versammlung jedoch nicht beschlußfähig, so kann eine zweite zu gleichem Zwecke einberufen werden, bei der eine Mehrheit von ¾ der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder über die Auflösung entscheidet.

§ 44.

Bei Auflösung der Gesellschaft ist auch über die Verwendung des Gesellschaftsvermögens Beschluß zu fassen, doch darf es nur zur Förderung der Luftfahrt verwendet werden.

III. Kurzer Bericht über den Verlauf der V. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung am 10. Dezember 1919.

Die Tagung der Gesellschaft begann am Dienstag, den 9. Dezember, mit der Sitzung des Gesamtvorstandes im Flugverbandhaus, Schöneberger Ufer 40.

Am 10. Dezember, morgens 9 Uhr, eröffnete der Vorsitzende, Herr Geheimrat Dr. von Böttinger, unter sehr zahlreicher Beteiligung die V. Ordentliche Mitglieder-Versammlung. Zunächst sprach Herr Geheimrat von Böttinger der Gesellschaft seinen Dank aus für die Adresse, die er an seinem 70. Geburtstage erhalten hatte und die einen besonderen Wert durch die Anfügung der Autogramme sämtlicher Mitglieder besitzt. Er bat, diese Sammlung der Unterschriften fortzuführen und die Adresse nach seinem Tode der Gesellschaft wieder zur Verfügung stellen zu dürfen, da sie für die W. G. L. offenbar von größerem Wert als für seine Söhne wäre.

Der Vorsitzende erwähnte dann die Verluste der Gesellschaft im letzten Jahre, u. a. Frhr. von Lyncker, Generalmajor Oschmann, Fregattenkapitän Straßer.

Die Anwesenden erhoben sich zur Ehrung der Toten.

Die Tätigkeit der Gesellschaft war in den letzten Jahren durch mehrere Gründe eingeschränkt worden. Im Kriege war es die geforderte Geheimhaltung aller theoretischen und empirischen Ergebnisse, die nicht zur Kenntnis des Feindes gelangen durften, und jetzt ist es die Unsicherheit der Wirtschaftslage, die Sorge um die Zukunft, die Arbeitsunlust, welche angesichts der Trostlosigkeit der Verhältnisse nicht nur den Handarbeiter ergreift. Aber die Mehrung geistigen Besitzes, die Wissenschaft als Ziel der Gesellschaft, wird immer ihre Bedeutung behalten und auch unter den ungünstigsten Verhältnissen ihre Träger zur Tätigkeit anregen.

Die Geschäftsführung der Gesellschaft selbst war auch außerordentlich erschwert. Durch den Tod von Herrn Ingenieur Béjeuhr war der geschäftsführende Vorstand selbst so stark belastet und auch die vorübergehende Übernahme der Geschäftsführung durch Herrn Regierungsbaumeister Schroeter im Jahre 1918 konnte nicht in eine dauernde verwandelt werden, da sonst Herr Schroeter seine gesicherte Stellung im Staatsdienste hätte aufgeben müssen. Auf diese Schwierigkeit in der Geschäftsführung und auf die schlechten Verkehrsverhältnisse war es zurückzuführen, daß auch in diesem Jahre die Tagung der Gesellschaft verspätet stattfinden mußte. Inzwischen war es freilich gelungen, Herrn Hauptmann a. D. Krupp als Geschäftsführer zu gewinnen, der gleichzeitig auch die Redaktion der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« übernahm. Herr Ingenieur Vorreiter, der frühere Herausgeber der Zeitschrift, trat auf Wunsch des Verlages Oldenbourg und auf Grund eines daraus hervorgehenden neuen Vertrages als Schriftleiter aus.

Der geschäftsführende Vorstand hatte im abgelaufenen Geschäftsjahre mehrere Sitzungen, und der Gesamtvorstand tagte am 18. 12. 18 und am 16. 6. 19.

Die vollständig veränderten Verhältnisse während des Krieges brachten es mit sich, daß die Ausschüsse keine produktive Arbeit leisten konnten, bis auf den von Herrn Professor von Parseval geleiteten »Ausschuß für Erfindungen«.

Bei dieser Gelegenheit bat Herr Professor von Parseval um Unterstützung zur beschleunigten Erledigung der von ihm den einzelnen Herren übersandten Arbeiten.

Herr Professor Prandtl stellte fest, daß die Ausschüsse wohl ihre Aufgabe erfüllt hätten, die Fachmänner jedes Spezialgebietes miteinander in Fühlung zu bringen und Anregungen verschiedenster Art zu geben, daß aber ihre Arbeit später wohl wesentlich dadurch erlahmte, weil ihnen keine fest umrissenen Aufgaben gestellt wurden. Außerdem hätte sich durch die Umschichtung in der Gesellschaft selbst ergeben, daß die Ausschüsse, die 1912 gewählt wurden, nicht mehr richtig zusammengesetzt waren. Der große »Technisch-wissenschaftliche Ausschuß« soll in Zukunft dadurch überflüssig gemacht werden, daß genügend sachverständige Herren in den Gesamtvorstand gewählt werden. Unterausschüsse sollen künftig nur für ganz bestimmte Fragen eingesetzt werden.

Die Mitgliederzahl betrug Anfang 1919 448 und stieg bis Ende 1919 auf 482 Mitglieder, obwohl 41 austraten und 28 wegen rückständiger Beiträge getrichen werden mußten.

Herr Geheimrat von Böttinger hielt es für angebracht, bei den neuen Zielen der Gesellschaft, die sich aus der neuen Zusammensetzung derselben und aus der Forderung der neuen Zeit ergeben, den Vorsitz, der ihn seines hohen Alters wegen und bei seinem von Berlin so weit entfernten Wohnsitze belastete, niederzulegen. Der Vorstand hatte sich damit einverstanden erklärt und war einstimmig zu dem Beschluß gekommen, Herrn Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte zu bitten, den Vorsitz und gleichzeitig auch das Amt des Schatzmeisters zu übernehmen. Für den geschäftsführenden Vorstand wurden außerdem Herr Major Wagenführ und Herr Professor Prandtl vorgeschlagen. Herr Geheimrat Schütte erklärte sich zur Übernahme des Vorsitzes bereit. Er würde sich bemühen, Theorie und Praxis in gleichem Maße in der Gesellschaft zu Wort kommen zu lassen und die etwa vorhandenen Gegensätze auszugleichen.

Herr Professor Prandtl sprach im Namen der Gesellschaft dem bisherigen Vorsitzenden den ganz besonderen Dank aus und verlas folgendes an Herrn Geheimrat von Böttinger gerichtetes Schreiben:

»Durch die Bekundung Ihres leider unumstößlichen Willens, den Vorsitz der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in jüngere Hände zu legen, haben Sie uns alle mit aufrichtigem Bedauern, ja mit tiefem Betrübnis erfüllt.

Sie haben seit dem Tage der Gründung an der Spitze der Gesellschaft gestanden; Ihre Tätigkeit war dabei stets ausgezeichnet durch eine kluge Art der Wirtschaftsführung, durch unermüdliche Fürsorge für das Wohl der Gesellschaft, durch Ihre stete Bereitschaft. Ihre weitreichenden Beziehungen für unsere Zwecke nutzbar zu machen, vor allem aber durch Ihr bei aller Sachlichkeit unübertrefflich liebenswürdiges Auftreten. Diese Eigenschaften machen Ihr Ausscheiden aus dem Amte des Ersten Vorsitzenden für uns alle zu einem schmerzlich empfundenen Ereignis.

Bei der so entstandenen Lage fühlt der Gesamtvorstand der Gesellschaft die Pflicht, zwei Aufgaben zu erfüllen:

Den wärmsten Dank Ihnen auszudrücken für Ihre opferwillige Tätigkeit zum Wohle der Gesellschaft, und

Sorge zu tragen, daß ein zugleich ehrenvolles und freundschaftliches Band Sie dauernd mit der Gesellschaft verbinde und uns die Lösung des bisherigen Verhältnisses erleichtere.

Zur Lösung dieser Aufgaben hat der Gesamtvorstand beschlossen, Sie, hochverehrter Herr Geheimrat, in dankbarer Würdigung Ihrer Verdienste zu bitten, die vollzogene Wahl zum

»Ehrenmitgliede der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt«

anzunehmen.

Die freundliche Gewährung dieser Bitte würde der Gesellschaft zu um so größerer Freude und Ehre gereichen, als es sich um die erste Verleihung der Ehrenmitgliedschaft handelt.

Der Ehrenvorsitzende: gez. Heinrich, Prinz von Preußen.

Der Gesamtvorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt:

gez.: Unterschriften.«

Der Vorsitzende nahm die Ehrung mit ganz besonderem Danke an.

Gleichzeitig wählte die Gesellschaft Herrn Geheimrat von Böttinger in seiner Eigenschaft als Ehrenmitglied zum lebenslänglichen Mitglied des Gesamtvorstandes.

Hieraus führte der Vorsitzende den Geschäftsbericht durch Wiedergabe der Rechnungsabschlüsse 1917 und 1918 fort. Die Rechnungsprüfung war durch die Herren Prof. Berson und Patentanwalt Fehlert erfolgt.

Infolge der ungünstigen finanziellen Lage der Gesellschaft sprach der Vorsitzende der Flugzeugindustrie gegenüber die Hoffnung aus, daß sie die Arbeiten der Gesellschaft finanziell unterstützen würde.

Die Gesellschaft sprach daraufhin die Entlastung sowohl für die Kassenführung bis Ende Dezember 1918 als für die Tätigkeit des geschäftsführenden Vorstandes und des Gesamtvorstandes aus.

Neben dem neuen geschäftsführenden Vorstand, der von der Versammlung bereits bestätigt worden war, wurde nunmehr der Gesamtvorstand gewählt. Der bisherige Vorstand schlug vor, sämtliche 30 verfügbaren Stellen zu besetzen, um, wie vorher gesagt, die Arbeit der Ausschüsse durch den Vorstand übernehmen zu können.

Herr Professor Prandtl erklärte, daß der bisherige Gesamtvorstand, um für die Wahl des neuen Vorstandes völlig freie Hand zu lassen, in vollem Umfange gern zurücktrete. Dies sollte nicht allein deswegen geschehen, damit Mitglieder, die im Kriege stärker für die Sache der Luftfahrt wirken konnten, Einfluß gewinnen, sondern damit auch die Praxis stärker berücksichtigt würde als dieses bei den letzten Wahlen möglich war, wo der Flugzeug- und Luftschiffbau noch nicht im entferntesten die Zahl von Fachmännern stellen konnte, wie das jetzt der Fall ist.

Herr Professor Prandtl verlas daraufhin die auf der Vorschlagsliste aufgeführten Herren:

Professor Baumann, Stuttgart,
Geh. Reg.-Rat Dr. von Böttinger, Arensdorf/Nm.,
Dr. Dieckmann, Gräfelfing bei München,
Dipl.-Ing. Dorner, Hannover,
Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen a. B.,
Dipl.-Ing. Dörr, Überlingen a. B.,
Marinebaumeister Dröseler, Berlin,
Marinebaurat Engberding, Berlin,
Dr.-Ing. Gradenwitz, Berlin,
Dr.-Ing. Hoff, Cöpenick,
Dr. Hopf, München,
Professor Junkers, Dessau,
Professor von Kármàn, Aachen,
Direktor Kober, Friedrichshafen a. B.,
Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med. Koschel, Berlin,
Direktor Kruckenberg, Heidelberg,
Professor Linke, Frankfurt a. M.,
Dipl.-Ing. Madelung, Dessau,
Direktor Maybach, Friedrichshafen a. B.,
Dipl.-Ing. Naatz, Bitterfeld,
Geh. Reg.-Rat Professor Müller-Breslau, Berlin,
Major z. D. Professor von Parseval, Charlottenburg,
Professor Pröll, Hannover,
Direktor Rasch, Staaken bei Spandau,
Professor Reißner, Berlin,
Direktor Rumpler, Göggingen bei Augsburg,
Dipl.-Ing. Schwager, Charlottenburg,
Geh. Reg.-Rat Professor Süring, Potsdam,
Geh. Reg.-Rat Professor Wachsmuth, Frankfurt a. M.,
Professor Kurt Wegener, Hamburg-Gr. Borstel.

Nach § 18 der Statuten kamen als vertretene Behörden das »Reichamt für Luft- und Kraftfahrwesen« und das »Reichspostministerium« in Betracht. An diese beiden Behörden sollten Schreiben gerichtet werden mit der Bitte um Namhaftmachung eines Vertreters[1]).

Herr Professor Prandtl gab dann die Fachgruppen bekannt, die im Gesamtvorstand in Zukunft vertreten sein sollen und erwähnte, daß allen Wünschen niemals Gerechtigkeit widerfahren könnte. Der Gesamtvorstand sollte auch nicht selbst arbeiten, sondern nur in der Lage sein, die Arbeit zu organisieren.

Da daraufhin eine längere Diskussion einsetzte, schlug der Herr Vorsitzende vor, die Abstimmung über den Gesamtvorstand zu Beginn der Nachmittagssitzung zum Abschluß zu bringen. Dieser Vorschlag wurde von der Versammlung einstimmig angenommen, und es erfolgte dann zu Beginn der Nachmittagssitzung die Wahl des neuen Gesamtvorstandes nach der verlesenen Liste.

Die Versammlung beschloß ferner, die Personenfrage vor der nächsten Vorstandswahl durch eine Kommission behandeln zu lassen.

Der Mitgliedsbeitrag wurde mit Zustimmung der Versammlung von M. 25 auf M. 40 erhöht. Für im Ausland wohnende Mitglieder ist der Betrag für die Währung des betreffenden Landes nach Friedenskurs umzurechnen.

Als Rechnungsprüfer wurden für das laufende Jahr die Herren Professor Berson und Patentanwalt Fehlert wiedergewählt.

Als Ort für die nächste Mitgliederversammlung wurde Göttingen festgelegt, da die W. G. L. eine Einladung der »Göttinger Vereinigung für angewandte Mathematik und Physik« erhalten hatte. Sollte aber wegen Ernährungs- und Wohnungsmangel Göttingen ausscheiden, so würde für 1920 wieder Berlin in Frage kommen.

Auf Vorschlag von Herrn Professor Linke wurde mit lebhafter Zustimmung der Versammlung folgende Entschließung zur Vermittlung an die Presse und die Behörden angenommen:

»In Anbetracht dessen, daß der hohe Stand deutscher Wissenschaft viel dazu beitragen wird, uns die Achtung und Anerkennung der Welt zu erhalten sowie den wirtschaftlichen Aufschwung zu erleichtern, in Anbetracht ferner dessen, daß zur Aufrechterhaltung des jetzigen Standes der wissenschaftlichen Forschung in erster Linie Persönlichkeiten und wissenschaftlicher Geist erforderlich sind, richtet die W. G. L. den dringenden Appell an alle Behörden und Industriewerke, sich durch die Verarmung Deutschlands nicht abhalten zu lassen, auch weiterhin ausreichende Mittel für wissenschaftliche Unternehmungen zur Verfügung zu stellen.«

Hierauf wurde die Geschäftssitzung geschlossen, und Herr Professor Prandtl übernahm den Vorsitz während der jetzt folgenden Vorträge und Diskussionen.

Zunächst sprach Herr Professor Dr.-Ing. e. h. Junkers über »Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues«.

Nach einem gemeinsamen Frühstück in den Räumen des Aero-Clubs machte Herr Professor Bendemann eine kurze Mitteilung, veranschaulicht durch Lichtbilder, über das »Museum und Unterrichtsmaterial der Deutschen Versuchsanstalt in Adlershof«, dann sprach Herr Prof. A. Baumann über »Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr«.

Hierauf fand der Vortrag des Herrn Dipl.-Ing. Seppeler über »Die bisherige und zukünftige Entwicklung der Flugmotoren« statt.

Der Abend vereinigte die Mitglieder der Gesellschaft zu einem gemeinsamen Abendessen im Flugverbandhause.

Der nächste Tag begann mit dem Vortrag des Herrn Professor Prandtl über »Die Modellversuchsanstalt Göttingen«, dann folgten Herr Professor Reißner über »Wirkungsweise und Anwendungsbereich der Verstellpropeller«, Herr Dr. Hopf »Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion«, und zum Schlusse gab Herr Korv.-Kap. Hering an Hand ausgezeichneter kinematographischer Aufnahmen Gesichtspunkte über »Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit«.

Am Nachmittag des 11. Dezember fand eine Besichtigung der Preußischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau statt mit Vorführungen der Dr. Schaffranschen systematischen Luftpropellerversuche und des Antriebs eines Schiffsmodells durch kreisende Wasserwirbel durch Herrn Professor Dr.-Ing. Gümbel.

Am 12. Dezember vormittags war eine Vorführung des neuesten Verkehrsflugzeuges von Junkers in Karlshorst.

---

[1]) Inzwischen sind vom Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen Herr Geh. Reg.-Rat Professor Dr.-Ing. Bendemann und vom Reichspostministerium Herr Postrat Thilo namhaft gemacht worden.

IV. Protokoll

über die geschäftliche Sitzung der V. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung am 10. Dezember 1919, im Flugverbandhaus zu Berlin, vormittags 9 Uhr.

Vorsitz: Geh. Reg.-Rat Dr. phil. Dr.-Ing. **von Böttinger.**

Tagesordnung:

Begrüßung.

1. Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht, Rechnungslegung usw.).
2. Entlastung des Gesamt- sowie des geschäftsführenden Vorstandes.
3. Änderung der Zusammensetzung des Gesamtvorstandes.
4. Änderung der Zusammensetzung des geschäftsführenden Vorstandes.
5. Neuwahl eines I. Vorsitzenden (zur Diskussion; diesbezügliche Abstimmungen erst vor Beginn der Nachmittagssitzung).
6. Umgestaltung des Wissenschaftlich-Technischen Ausschuses und der Unterausschüsse.
7. Erhöhung der Mitgliederbeiträge.
8. Wahl der Rechnungsprüfer.
9. Wahl eines Ortes für die Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1920.
10. Vertrag mit der Verlagsbuchhandlung Oldenbourg.

Vorsitzender: Meine verehrten Herren! Ich eröffne die V. Jahresversammlung unserer Gesellschaft. In Wirklichkeit sollte es nach dem Bestehen der Gesellschaft bereits die VIII. oder IX. sein.

Ehe ich in die Tagesordnung eintrete, habe ich noch eine persönliche Schuld abzutragen, eine Schuld der tiefen, innigen und aufrichtigen Dankbarkeit für die große Ehre und Auszeichnung, die Sie mir im vergangenen Jahre nach unserer Hamburger Sitzung gelegentlich meines 70. Geburtstages erwiesen haben. Sie haben mir nicht nur eine für mich dauernd kostbar bleibende Adresse gewidmet, sondern Sie haben das vor allem in einer Form getan — ich glaube, ich darf die Anregung für diese Form in erster Linie Herrn Major von Parseval danken —, die der ganzen Widmung eine besondere Weihe verleiht und eine besonders erfreuliche Empfindung in meinem Herzen auslöst, indem jeder von unseren Mitgliedern, unser Ehrenvorsitzender an der Spitze, seine eigenhändige Unterschrift beigefügt und dadurch der Mappe einen besonders kostbaren Inhalt gegeben hat. Meine Herren! Ich habe seitdem keine Gelegenheit gehabt, mit Ihnen zusammen zu sein, und es ist deshalb meine vornehmste Pflicht, heute zu allererst Ihnen meinen von Herzen kommenden Dank auszusprechen. Gleichzeitig möchte ich vorschlagen, daß Sie mir gestatten, zu bestimmen, daß, wenn ich nicht mehr bin, dieses Album wieder in Ihre Hände zurückgelangt, und daß die Sammlung der Unterschriften inzwischen fortgesetzt wird, um so für alle Zeiten ein chronologisches Verzeichnis der Unterschriften sämtlicher Herren zu schaffen, die der Gesellschaft angehört haben. So schön die Erinnerung für meine Nachkommen sein würde, so glaube ich doch, daß diese Form für die Gesellschaft vielleicht noch eine viel schönere wäre, und ich gebe anheim, dies in freundliche Erwägung zu ziehen. Jedenfalls, meine Herren, nochmals meinen tiefen, innigen und aufrichtigen Dank.

Wenn wir nunmehr in die Erledigung unserer Aufgaben eintreten, so habe ich zunächst das lebhafte Bedauern des Prinzen Heinrich, unseres hochverehrten Ehrenvorsitzenden, kund zu geben, daß er an der heutigen Versammlung nicht teilnehmen kann. Er schreibt mir außerordentlich betrübt; aber Sie werden es begreiflich finden, daß er in diesen Zeiten nicht nach Berlin kommen kann. Wir haben im letzten Jahre die Versammlung in Hamburg gehabt, um ihm die Anwesenheit zu ermöglichen; aber, wie gesagt, für dieses Jahr wenigstens bittet er, sein Fernbleiben zu entschuldigen, wobei er gleichzeitig aber uns seines lebhaften Interesses und Wohlwollens für die Förderung der Aufgaben der Gesellschaft versichert. Ich möchte Ihnen vorschlagen, daß wir dem Prinzen Heinrich folgendes Telegramm schicken:

Eurer Kgl. Hoheit freundlich treues Gedenken aufrichtigst erwidernd, bedauert die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt die Verhinderung Eurer Kgl. Hoheit, ihre diesjährige Versammlung zu leiten, lebhaftest. Sie erhofft aber Eurer Kgl. Hoheit weitere Huld und Förderung in ihren bevorstehenden Aufgaben und verspricht Treue um Treue, vor allem tatkräftige Arbeit an der wissenschaftlichen Förderung der Luftbeherrschung.

Eurer Kgl. Hoheit aufrichtigst ergebene
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.
Dr. von Böttinger.

(Allgemeine Zustimmung.)

Wir hoffen, daß es dem Herrn Unterstaatssekretär Euler als Präsidenten des Reichsluftamtes noch möglich sein wird, an unserer Sitzung teilzunehmen. Er hat es wenigstens in Aussicht gestellt. Ich nehme an, daß er vielleicht etwas später noch kommen wird, wenn er auch bei seiner jetzigen großen Belastung mit Arbeiten nicht die ganze Zeit wird anwesend sein können.

Meine Herren! Auch im vergangenen Jahre hat der Tod unsere Gesellschaft nicht verschont. Wir haben eine Reihe von Mitgliedern verloren, deren Andenken wir immer bewahren werden, die große Verdienste um die Gesellschaft haben, die von Anfang an der Gesellschaft angehört, ihre Arbeiten gefördert und unterstützt haben. Es sind verewigt: Freiherr von Lyncker, General Oschmann, Fregattenkapitän Straßer, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. Aßmann, Professor von dem Borne, Karl Bauer-Dessau, Leutnant d. R. Brückmann, Wirkl. Geh. Oberbaurat Paul Hoßfeld, Kommerzienrat August Riedinger, Dipl.-Ing. Reichardt, Leutnant Dr. Römmler, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. Simon-Göttingen, Dr. Tepelmann, Professor Zopke.

Das sind Namen, die uns bekannt geworden sind, und ich möchte Sie bitten, den Dank, den wir allen diesen Herren schulden, dadurch zu bekunden, daß Sie sich zu deren Ehren von den Sitzen erheben. (Geschieht.) Meine Herren! Ich danke Ihnen verbindlichst.

Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht.)

Meine Herren! Wenn ich nun zu einem ganz kurzen allgemeinen Bericht über die Tätigkeit der Gesellschaft übergehe, so habe ich zunächst dem Gefühl der Trauer Ausdruck zu geben, das uns alle beherrscht, über das schwere und immer schwerer gewordene Geschick, welches unserm Volk und Vaterland seit unserer Hamburger Tagung beschieden gewesen ist. Es scheint fast, als ob der Kelch noch nicht bis zur Neige geleert wäre, als ob wir noch immer nicht Ruhe finden und zur Neubelebung unserer Arbeit emporsteigen könnten, als ob unsere Feinde des grausamen Spieles nicht satt werden könnten, sondern noch immer mehr und mehr uns zu erniedrigen suchten. Wir müssen befürchten, daß, wenn dieser Zustand anhält, es schließlich zu einem noch katastrophaleren Zusammenbruch des politischen und des moralischen Lebens unseres Volkes führen wird. Wir sehen alle mit ernstester und

schwerster Sorge der Zukunft entgegen; denn wenn sich auch hier und da vielleicht an dem politischen Himmel ein kleiner Lichtblick eröffnet, so kommen immer gleich wieder trübe Wolken, die das Licht verscheuchen. Das Schwerste, was unser Land jetzt zu ertragen hat, ist der Mangel an Arbeitslust, der sich in immer weiteren Kreisen bemerkbar macht, nicht nur in Arbeiterkreisen, sondern leider auch in den Kreisen mancher Höherstehenden. Deshalb ist es um so freudiger und um so dankbarer zu begrüßen, daß Männer, die — ich will nicht sagen, an der Spitze stehen —, die aber doch durch ihre Arbeit und Tätigkeit über dem normalen Maß menschlicher Leistungen stehen, immer noch nicht den Mut haben sinken lassen, immer gern bereit sind, zusammenzukommen zu neuer Belebung der Arbeit, zu neuer tatkräftiger Mitwirkung; denn nur durch die Arbeit können wir wieder groß werden, nur indem wir Samen in den Boden tun und den Boden bearbeiten, damit die Jugend sich wieder an dem Werk ihrer Väter auffrischen, neue Hoffnung schöpfen und unser Vaterland vor dem totalen Ruin retten kann. Meine Herren! Dieser Hoffnung wollen wir uns hingeben und vor allen Dingen in der Verfolgung unserer eigenen Aufgaben nicht nachlassen. Die Wissenschaft, die Vermehrung und Förderung unseres geistigen Besitzstandes ist sicherlich in dieser schweren Zeit der schönste Trost für uns, und indem wir sie pflegen, tun wir in besonders hervorragendem Maße unsere Pflicht, insofern wir dadurch nicht egoistisch für uns allein arbeiten, sondern für die Gesamtheit, für die Zukunft, für die Aufrechterhaltung des Ansehens, welches deutsche Wissenschaft und deutsches Können zu allen Zeiten in allen Ländern gewonnen hat. Dafür wollen wir sorgen, daß die Wissenschaft, die nicht deutsch, sondern international ist, auch von deutscher Seite aufrecht erhalten wird. Meine Herren! Ich halte deshalb alle derartigen Zusammenkünfte, wie die heutige für besonders bedeutungsvoll. Sie tragen auch zu unserer eigenen Befriedigung bei, und ich hoffe, daß auch die heutige Tagung uns diese Befriedigung bringen wird, daß, wenn wir auseinandergehen, wir sagen können: Die Fahne der Wissenschaftlichen Gesellschaft steht immer noch hoch, Excelsior bleibt die Losung der Wissenschaftlichen Gesellschaft. Sie hat das große Streben nach vorwärts und aufwärts.

Meine Herren! Es sind in der letzten Zeit manchmal Zweifel darüber laut geworden, ob die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt überhaupt noch die Berechtigung hätte, weiter zu bestehen und ob sie in Zukunft aufrecht erhalten bleiben soll. Ich kann mich der Berechtigung solcher Äußerungen nicht verschließen. Bedenken Sie, meine Herren, wie schwierig während des ganzen Krieges die Arbeit für die Gesellschaft war, viel schwieriger als für andere wissenschaftliche Gesellschaften, weil ihr die Hände gebunden waren, weil sie von den Ergebnissen ihrer Forschungen und ihrer Wirksamkeit keinerlei Mitteilung machen durfte, weil sie in jeder Beziehung beschränkt war, weil ihr bei der Durchführung ihrer Aufgaben Fesseln angelegt waren.

Meine Herren! Abgesehen hiervon schuf der Tod unseres verehrten Herrn Béjeuhr die Schwierigkeit, die Geschäftsführerstelle zu besetzen. Imponderabilien, die die Arbeit vor allem für den Geschäftsführenden Vorstand, in erster Linie für den Vorsitzenden, manchmal fast unerträglich machten. Sie können überzeugt sein: es ist für den Geschäftsführenden Vorstand und für den Vorsitzenden kein erfreulicher Zustand, wenn sie den Drang, den Wunsch und das Bedürfnis in sich fühlen, die Pflicht, die sie übernommen haben, auch durchzuführen und dabei an Händen und Füßen gefesselt dastehen und ihre Arbeitsfreude und Arbeitslust nicht betätigen können. Meine Herren! Wir sind aber jetzt von diesen Fesseln befreit, wir haben einen neuen, tatkräftigen Geschäftsführer, und ich darf deshalb sagen: Per aspera ad astra! Wir gehen dem Licht entgegen und wir hoffen zuversichtlich, daß Zweifel über die Berechtigung des Fortbestehens der Wissenschaftlichen Gesellschaft nicht mehr auftreten werden, sondern daß vielmehr allseitig anerkannt werden wird, daß die Wissenschaftliche Gesellschaft eine Notwendigkeit für die Luftfahrt geworden ist.

Meine Herren! Daß diese Generalversammlung verspätet einberufen worden ist, wird Ihnen allen ja durch die Schwierigkeit der Verkehrsverhältnisse, die wir in diesem Jahre haben durchmachen müssen, erklärlich sein. Wir hatten die Absicht, im Frühjahr zu tagen; der Plan für die Versammlung war bereits fertig. Wir hielten aber damals die Zeit für außerordentlich ungünstig. Wir ahnten nicht, daß sie noch schlechter werden würde, wie sie es tatsächlich geworden ist, sonst hätten wir die Versammlung ja schon im Frühjahr abgehalten.

Meine Herren! Wenn ich Ihnen chronologisch die Tätigkeit der Gesellschaft seit der Hamburger Tagung schildern darf, so werde ich mich ganz kurz fassen.

Nachdem Herr von Parseval gebeten hatte, von der Geschäftsführung entbunden zu werden, und nachdem Herr Ingenieur Schröter, der uns früher schon als Geschäftsführer für die Gesellschaft besonders warm empfohlen worden war, vom Militärdienst befreit worden war, hat dieser im Oktober 1918 dieses Amt übernommen. Er war Baumeister bei der Eisenbahndirektion, und es war ihm der übliche Urlaub gegeben worden für den Fall, daß er eine anderweitige Tätigkeit finden würde. Dieser Urlaub lief aber am 30. Juni ab, und er mußte sich nun entscheiden, ob er die Geschäftsführung behalten oder ob er, um seine Zukunft weiter zu sichern, wieder in den Staatsdienst zurücktreten wolle. Ich war nicht in der Lage und keiner von uns war in der Lage, ihm zu empfehlen, auf diese Sicherung seiner Zukunft zu verzichten; denn die Dauer einer Gesellschaft ist nicht garantiert. Wenn der Staat auch nicht so gut bezahlt, so bot die Beibehaltung der Staatsstellung doch manche Vorteile für ihn und er hat sich dann entschlossen, diese Stelle wieder einzunehmen. Im Juni dieses Jahres hat dann Herr Hauptmann Krupp die Geschäftsführung übernommen und ich glaube, alle diejenigen von Ihnen, die schon mit Herrn Krupp in nähere Berührung getreten sind, werden die einstimmige Anschauung des Vorstandes teilen, daß wir uns freuen dürfen, ihn für uns gewonnen zu haben, daß wir ihm dankbar sein müssen für das, was er bereits getan hat, und daß wir die Hoffnung aussprechen dürfen, daß er auf lange Jahre seine Befriedigung in unserer Gesellschaft finden wird, und daß er seinerseits auch dazu beitragen wird, die Gesellschaft auf die Höhe zu bringen, die wir alle sehnsüchtig und von Herzen erstreben. Herr Krupp hat auch die Redaktion der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« mit dem Einverständnis des Vorstandes und auf Grund von Vereinbarungen übernommen, die wir mit dem Verlag Oldenbourg getroffen haben.

Sitzungen hat der Gesamtvorstand abgehalten am 18. Dezember letzten Jahres und am 15. Juni dieses Jahres. Der Geschäftsführende Vorstand hat während der Zeit mehrfache Zusammenkünfte gehabt, um die Arbeiten vorzubereiten und manche Fragen zu erledigen, für die der Vorsitzende nicht allein die Verantwortung übernehmen kann.

In der letzten Sitzung in Hamburg habe ich Ihnen die Mitteilung gemacht, daß wir bei der Nationalflugspende den Antrag gestellt hatten, einen weiteren Beitrag von M. 50000 aus ihren Mitteln für unsere Gesellschaft zu erhalten. Die Zusage war noch nicht erfolgt, ist aber als ziemlich feststehend anzusehen. Es hat jedoch einer der Herren Vorstandsmitglieder der Nationalflugspende gegen die geschäftliche Erledigung dieser Frage Bedenken erhoben und hat den Antrag gestellt, sie in der demnächst stattfindenden Vorstandssitzung zu besprechen. Es waren Bedenken bezüglich der Konsequenzen, die eintreten könnten, aufgetaucht. Leider hat bis zum heutigen Tage diese Vorstandssitzung nicht stattgefunden. Ich habe mehrfach persönlich sowohl mit Herrn Unterstaatssekretär Dr. Albert als mit Herrn Oberbürgermeister Dr. Trautmann in Frankfurt und vor allem mit Exzellenz Lewald Besprechungen gehabt, der anfänglich auch einige Bedenken hatte, aber diese Bedenken vollständig zurückgestellt und mir mehrfach erklärt hat, daß er bereit sei, die Sache zu fördern. Ich hatte gehofft, daß in diesen Tagen die betreffende Sitzung stattfinden würde, so daß ich Ihnen über ein fait accompli berichten könnte; aber leider ist das immer noch nicht der Fall. Bei der furchtbaren Arbeitslast, die ihnen zur Zeit obliegt, betrachten die Herren diese Angelegenheit nicht als so eilig. Deshalb haben wir bis jetzt auch noch nicht eine Zusage erfüllen können, die wir gemacht hatten, nämlich einen Beitrag von M. 10000 zur Veröffentlichung der wissenschaftlichen Arbeiten der Flugzeugmeisterei zu gewähren. Wir hatten uns ja bereit erklärt, sobald uns diese M. 50000 zugehen, M. 10000 zur Durchführung dieser Arbeiten zu stiften, und werden dieses Versprechen aufrecht erhalten; aber leider konnte der Beschluß bis jetzt nicht durchgeführt werden.

Es haben im Vorstande mehrfach und oft lange dauernde Verhandlungen wegen der Übernahme der Bibliothek des Herrn Hauptmann Hildebrandt stattgefunden. Es wurden aber an die Übernahme Bedingungen geknüpft, die bei der finanziellen Lage der Gesellschaft doch zu weitgehend gewesen wären. Wenn auch die Bibliothek auf Grund von erfolgten Sammlungen uns kostenlos überwiesen worden wäre, so hatten wir doch natürlich die Verpflichtung, die entsprechenden Räume zu schaffen und vor allem die Bibliothek dauernd in ihrem Zustande aufrecht zu erhalten und dauernd zu ergänzen. Wir können nicht voraussehen, welche Lasten uns da mit auferlegt werden, und es wurde dann nach reiflicher Überlegung beschlossen, vorerst diese Frage zu vertagen.

Inzwischen haben wir unsere Geschäftsräume, die mit denen des früheren Luftfahrerverbandes zusammen waren, geändert, sind in das Flugverbandshaus gezogen und fühlen uns hier sehr wohl, obwohl die unteren Räume für unsere Gesellschaft bei weitem nicht mehr reichen. Wir hoffen aber, in diesem Hause später noch einige Räume zu bekommen, die jedenfalls bei der voraussichtlich zunehmenden Bedeutung der Gesellschaft notwendig werden und vor allem bei der zunehmenden Zahl der Mitglieder und bei der zunehmenden Arbeit, die die Gesellschaft zu leisten haben wird. Ich möchte nicht unterlassen, hier Herrn Direktor Kasinger den Dank auszusprechen für die große Förderung, die er uns immer hat zuteil werden lassen, und für die große Gastfreundschaft, die er uns dadurch gewährt, daß wir diese schönen Räume so vielfach benutzen dürfen.

Meine Herren! Eine große Sorge und eine große Arbeit verursachten Ihrem Vorstande die Zeitschriftenfrage. Die Lage war außerordentlich schwierig. Der Vertrag, den wir früher mit dem Verlag Oldenbourg hatten, lief erst mit dem Ende unseres Geschäftsjahres ab. Wir hatten das Verhältnis aber schon zum 30. Juni 1918 gekündigt, um freie Hand zu haben für den Fall, daß uns eine weitere Verständigung nicht möglich sein würde. Die Schwierigkeit lag in dem Doppelverhältnis des Verlages einerseits zu uns, anderseits zu Herrn Ingenieur Vorreiter. Der Verlag bestand darauf, daß Herr Vorreiter aus der Zeitschrift auszutreten hätte, und für uns mußte es auch von Wert sein, daß wir nur mit einem Herrn zu verhandeln hatten. Es haben nun langwierige Verhandlungen stattgefunden, die, glaube ich, auch zu einem Prozeß zwischen Herrn Vorreiter und dem Verlag wegen der finanziellen Regelung geführt haben. Solange dieser Prozeß schwebte, war es natürlich für uns unmöglich, in Verhandlungen einzutreten. Im Frühjahr dieses Jahres erfolgte dann ein Vergleich zwischen den streitenden Parteien. Dadurch wurde es uns möglich, die Verhandlungen mit Oldenbourg aufzunehmen, und wir haben diese Verhandlungen mit dem hochverdienten Vertreter der Firma, Herrn Bierotte, dann zu einem guten Ende geführt. Wir haben hier auch dem Verleger, Herrn Kommerzienrat Oldenbourg, unseren Dank abzustatten für die großzügige Art und Weise, in welcher er unseren Wünschen und vielfachen Forderungen Rechnung getragen hat, so daß wir jetzt wirklich eine eigene Zeitschrift besitzen, wenigstens haben wir alle Rechte an der Zeitschrift, wir sind an dem Nutzen beteiligt, wir haben durch unseren Herrn Geschäftsführer die volle Redaktionsvertretung und Verantwortung, und wir glauben den Vertrag, der schon die Genehmigung des Vorstandes gefunden hat, auch Ihrer Annahme wärmstens empfehlen zu können. Wir kommen im Laufe der Verhandlungen nochmals auf diese Frage zurück.

Von den vielen Ausschüssen, die seinerzeit bei Errichtung der Gesellschaft eingesetzt worden sind, haben die meisten ihre Tätigkeit eingestellt, respektive es haben die allerwenigsten ihre Tätigkeit fortgesetzt, nur der eine, dessen Aufrechterhaltung notwendig war, ist auch aufrecht erhalten worden, nämlich der Ausschuß für Erfindungsprüfungen, und hier haben wir Herrn Major von Parseval bestens zu danken, daß er als Vorsitzender dieses Ausschusses während der ganzen Zeit unter den schwierigsten Verhältnissen diese Arbeit ausgeführt hat. Vielleicht wird Herr Major von Parseval hier an dieser Stelle die Güte haben, uns einen kurzen Bericht über die Tätigkeit zu erstatten. Dann brauchen wir später nicht mehr darauf zurückzukommen.

Major von Parseval: Meine Herren! Zu meinem Bedauern war die Tätigkeit nur gering. Es sind nur wenige Erfindungen zur Prüfung eingelaufen, darunter ist nur eine einzige gewesen, die zu einer etwas ausgiebigeren Verhandlung Anlaß geboten hat, die anderen waren alle a limine abzuweisen oder so einzuschätzen, daß man sie einem größeren Kreise zur Begutachtung hätte vorlegen müssen.

Ich möchte dabei kurz bemerken — ich will aus meinem Herzen keine Mördergrube machen — wenn die Herren zu den Besprechungen nicht gekommen sind, so kann man ihnen keinen Vorwurf machen, aber wenn man die Sachen hinausschickt und sie liegen bleiben, hat man die Erfinder auf dem Hals, die mit Recht ihre Dokumente wieder zurück haben wollen, und ich habe keine Mittel in der Hand, die Sache zu beschleunigen. Ich möchte die Herren bitten, daß sie mich einigermaßen unterstützen.

Vorsitzender: Ich danke Herrn Major von Parseval nicht nur für seine Mitteilungen, sondern auch für die schwierige Arbeit, die er geleistet hat, und ich schließe mich seinem Wunsche an, daß die Herren der Kommission seine Arbeit auch tatkräftig fördern helfen.

Über den Bestand der Gesellschaft kann ich Ihnen mitteilen, daß die Zahl der Mitglieder, die im Anfang des Jahres 1919 448 betrug, sich jetzt auf 482 gehoben hat, trotzdem 28 Mitglieder, die über drei Jahre lang mit ihren Beiträgen im Rückstande geblieben waren, auch keine Anstalten machten, ihren Verpflichtungen nachzukommen, gestrichen worden sind, und außerdem 41 Austritte angemeldet wurden. Im ganzen verringerte sich also die Zahl der Mitglieder um zirka 70. Diese Zahl wurde aber vollständig aufgewogen durch die wesentlich vermehrte Zahl der Neueingetretenen. Wir begrüßen diese neueingetretenen Mitglieder ganz besonders, weil sie uns die Hoffnung geben, daß das jetzt der Anfang ist und daß es uns ähnlich gehen wird, wie dem Aero-Klub von Deutschland, bei dem die Mitglieder des Vorstandes fast alle Wochen eine große Liste von Neuanmeldungen bekommen.

Meine Herren! Damit wäre der allgemeine Geschäftsbericht zu Ende und wir können nunmehr an die Erledigung der weiteren Tagesordnung gehen.

Herr Professor Prandtl macht mich darauf aufmerksam, daß es vielleicht richtig wäre, den Geschäftsbericht zur Diskussion zu stellen. Ich tue das und gebe dem Herrn Professor Prandtl hierdurch das Wort.

Umgestaltung des Wissenschaftlich-Technischen Ausschusses und der Unterausschüsse.

Professor Prandtl: Meine sehr geehrten Herren! Ich möchte nur eine ganz kleine Ergänzung bezüglich des technischen Ausschusses und der Unterausschüsse noch nachtragen. Es hat sich seit der Hamburger Tagung in mehreren Vorstandssitzungen um die Frage gehandelt: was soll künftig aus den Ausschüssen werden? Diese Ausschüsse haben seinerzeit, als wir die Gesellschaft gegründet haben, eine sehr nützliche Aufgabe übernommen, nämlich erst einmal die gleichstrebenden Kräfte in der Gesellschaft zusammenzubringen und alle engeren Fachgenossen untereinander in Berührung zu bringen. Das war durchaus nötig, damit man die Fühlung für künftige Arbeiten gewinnen konnte. Das war die positive Leistung dieser Ausschüsse. Was in den Ausschüssen im einzelnen geleistet worden ist, das ist je nach der einzelnen Aufgabe verschieden gewesen, jedoch immerhin häufig recht bemerkenswert, z. B. in der Weise, daß die Ergebnisse dieser Ausschüsse Anlaß gegeben haben zu irgend welchen wertvollen Vorträgen in der Hauptversammlung. Daß in der Hauptversammlung das Ergebnis dieser Ausschußarbeiten der Allgemeinheit zugänglich gemacht worden ist, ist zweifellos eine erwünschte Wirkung. Darüber hinaus hat sich aber gezeigt, daß Ausschüsse, die ohne eine bestimmte Spezialaufgabe arbeiten, leicht zu einem Debattierklub der Spezialisten des Einzelfaches werden und daß sie doch auf die Dauer nicht so förderlich sind, als es wünschenswert wäre.

Es ist deshalb in mehreren Sitzungen des Gesamtvorstandes über die ganze Ausschußfrage verhandelt worden, und man ist zu dem Schluß gekommen, zunächst die gesamten Unterausschüsse zu kassieren — vielleicht mit Ausnahme des Erfindungsausschusses, der dauernd weiter arbeitet — und sie

jetzt wieder neu zu gründen, soweit im einzelnen ein Bedürfnis dafür vorhanden ist.

Es ist ja in der Gesellschaft eine starke Umschichtung erfolgt. Wenn man die Mitglieder vor dem Kriege vergleicht mit den jetzigen Mitgliedern und — ich will hinzufügen — mit denjenigen, die wir in der nächsten Zeit noch als Mitglieder zu bekommen hoffen, nämlich solcher, die im Kriege wissenschaftlich und technisch mitgearbeitet haben, dann ist es klar, daß die Ausschüsse von 1912 — da sind sie ja gegründet worden — nicht mehr die richtige Zusammensetzung haben. Und da war eben das Kassieren der alten und die Errichtung von neuen Ausschüssen, für die ein Bedürfnis da war, das Richtige. Die Idee ist dabei aber gewesen, daß die Ausschüsse nur da wieder eingesetzt werden sollen, wo bestimmte Aufgaben zu lösen sind. Nur von solchen Ausschüssen kann man erwarten, daß sie fruchtbringende Arbeit leisten.

Ich kann wohl gleich darauf hinweisen, daß wir bei der Frage der neuen Zusammensetzung des Gesamtvorstandes auch von dem Gesichtspunkt ausgehen müssen, daß der Gesamtvorstand künftig die Aufgaben des alten Gesamtvorstandes und die der alten technischen Ausschüsse zusammen zu leisten hat.

Dies als Ergänzung zu der Mitteilung unseres Herrn Vorsitzenden. Ich wollte das gern hier gleich einfügen, damit nicht der Eindruck erweckt wird, als ob die Ausschüsse einfach an der allgemeinen Unfähigkeit, etwas zu leisten, der Reihe nach eingegangen wären, sondern das war auf einen ganz bestimmten Beschluß, hier einen Neubau zu leisten, zurückzuführen.

Vorsitzender: Herr Professor Prandtl, ich danke Ihnen, daß Sie mir diesen Bericht abgenommen haben.

Darf ich fragen, ob aus der Versammlung seitens der Anwesenden hierzu noch irgend welche Fragen oder Anregungen auf Grund des Geschäftsberichts zu machen sind? — Das ist nicht der Fall; dann darf ich wohl weiter fortfahren.

Neuwahl eines 1. Vorsitzenden.

Meine Herren! Ich hatte mich schon vor einem Jahre mehrfach darüber ausgesprochen, daß ich es für wünschenswert und notwendig halte, daß ein Wandel in dem Vorsitz Ihrer Gesellschaft eintritt. Ich wurde damals dringend gebeten, von diesem Vorhaben abzusehen. Aber nachdem wir jetzt in geordnetere Verhältnisse getreten sind, habe ich es nicht unterlassen können, diesen Gedanken nunmehr zur Tat werden zu lassen. Ich habe frühzeitig den verehrten Herren des Vorstandes hiervon Mitteilung gemacht, damit sie in der Lage wären, rechtzeitig sich schlüssig zu werden, wen sie mit diesem schönen Ehrenamt betrauen wollten. Die Zahl der Briefe, die ich von den Herren Vorstandsmitgliedern bekommen habe, und vor allem die Wärme und Herzlichkeit derselben hat mich außerordentlich gerührt und zu außerordentlich erneutem Dank verpflichtet. Von allen Seiten wurde an mich der Wunsch gerichtet, ich möchte doch noch weiter bleiben, aber die Antworten, die ich den einzelnen Herren geben konnte, gingen doch dahin, daß ich bei meinem Entschluß bleiben müsse; nicht in meinem Interesse, sondern im Interesse der Gesellschaft selbst.

Meine Herren! Es treten jetzt wesentlich größere Anforderungen an die Gesellschaft heran. Dadurch, daß ich nicht in Berlin wohne ist der Verkehr mit dem Herrn Geschäftsführer außerordentlich schwer, und ich erachte es für absolut notwendig, daß der Herr Geschäftsführer mit dem neuen Vorsitzenden fortwährend in engster Fühlung steht, daß er sich fortwährend an ihn wenden kann und nicht erst auf dem umständlichen Wege des Telephonierens oder dem noch umständlicheren des Schreibens, wie es jetztder Fall war.

Gerade die erschwerten Verkehrsverhältnisse haben noch wesentlich mit dazu beigetragen, daß ich meinen Standpunkt aufrecht erhalten muß. Und so habe ich Ihnen auch hier wieder herzlich zu danken für das Vertrauen, das Sie mir in diesen langen Jahren seit Bestehen der Gesellschaft erwiesen haben, und Sie zu bitten, mich in Gnaden zu entlassen.

Meine Herren! Ich bin ja gar kein Luftmensch, ich bin mit der Aviatik doch nur ganz oberflächlich vertraut. Es war vielleicht schon von Anfang an eine gewisse Anomalie, daß ein solcher Mann als Vorsitzender einer neugegründeten Gesellschaft bestimmt wurde. Wenn ich auch nicht ganz unwissenschaftlich gebildet bin, so war aber doch für die ersten Jahre meine Arbeit nicht ganz fruchtlos, als es sich um organisatorische Fragen, um den Verkehr mit den Behörden handelte, was mir vermöge meiner Stellung etwas erleichtert worden war. Aber jetzt, wo die Zeit kommt, wo wir von den Beschränkungsfesseln befreit sind und wir wieder aufwärts streben können, da ist auch die Zeit gekommen, wo Sie einen neuen Chef haben müssen.

Meine Herren! Besonders wünschenswert ist es, daß der betreffende Herr hier in Berlin oder in unmittelbarer Nähe von Berlin wohnt, daß er, wie gesagt, leicht zugänglich ist, damit er viel leichter persönlich eingreifen kann, als dies jetzt für mich möglich ist. Meine Absicht, meinen Wohnsitz teilweise nach Berlin zu verlegen, habe ich infolge der Verhältnisse, wie sie jetzt hier herrschen, aufgegeben und so hat der Gesamtvorstand mir mein Entlassungsgesuch bewilligt, und wir haben nunmehr in die Frage einzutreten, wen wir Ihnen als Nachfolger vorschlagen sollen.

Die Frage ist reiflich von allen Seiten erwogen worden, sowohl innerhalb des Geschäftsführenden Vorstandes wie innerhalb des Gesamtvorstandes und innerhalb des Kreises der Mitglieder selbst. Der Gesamtvorstand ist gestern einstimmig zu dem Beschluß gekommen, Ihnen vorzuschlagen, Herrn Geheimrat Schütte zu bitten, dieses Amt zu übernehmen. Herr Geheimrat Schütte ist auf dem Gebiete der Aviatik mit der bekannteste und populärste Mann. Herr Geheimrat Schütte ist vollständig Wissenschaftler; Herr Geheimrat Schütte ist mit den Bedürfnissen der Praxis vollständig vertraut und erfahren. Wir glauben, Ihnen keinen geeigneteren Mann vorschlagen zu können. Wir haben die feste Überzeugung, daß die Gesellschaft sich unter dieser neuen Führung tatkräftig weiterentwicklen wird und aufs neue einer weiteren ersprießlichen und segensreichen Zukunft entgegengehen wird.

Ich weiß nicht, meine Herren, ob Sie den Gedanken, den wir zuerst hatten, die endgültige Wahl des Vorsitzenden bis nach der Frühstückspause zu verlegen, aufrecht erhalten wollen oder ob Sie jetzt schon zur Wahl schreiten wollen. Ich möchte zunächst die ganze Frage überhaupt zur Diskussion stellen.

Es war dann in Aussicht genommen, daß der Geschäftsführende Vorstand bestehen soll aus Herrn Geheimrat Schütte, Herrn Major Wagenführ und Herrn Professor Prandtl.

Wir würden Herrn Geheimrat Schütte dann bitten, in ähnlicher Weise, wie es bisher der Fall war, die Arbeiten des Schatzmeisters mit zu übernehmen. Er kann das ja gut tun, da er ja ein großes Bureau und geeignete Kräfte dafür zur Verfügung hat. Meine Herren! Wollen wir die Entscheidung vertagen oder glauben Sie, daß wir jetzt schon einen Beschluß darüber fassen können? (Vielfache Rufe: Jetzt schon!)

Aus diesen Zurufen glaube ich entnehmen zu können, daß die Ansichten vollständig geklärt sind und daß Sie sich dem Antrage des Vorstandes anschließen und Ihre Zustimmung dazu erteilen, daß wir Herrn Geheimrat Schütte bitten, den Vorsitz mit Schluß der Generalversammlung zu übernehmen. (Lebhafter Beifall.)

Geheimrat Professor Dr. Schütte: Meine sehr verehrten Herren! Als man vor einigen Wochen mit der Frage an mich herantrat, ob ich geneigt sei, den Vorsitz zu übernehmen, war ich sehr überrascht, denn ich hatte im Drange der Zeit an so etwas nie gedacht. Auch bin ich mir durchaus bewußt, wie außerordentlich schwer es sein wird, die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt in gleich ausgezeichnetes Weise zu leiten, wie es bisher unser allverehrter Herr Präsident getan hat.

Ich weiß daher die hohe Ehre zu würdigen, die Sie mir mit Ihrem Antrage erweisen, nicht nur als Nachfolger unseres hochverehrten Herrn Geheimrat von Böttinger, sondern in besonderem Maße als Leiter der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.

Im Gegensatz zu unserem niedergebrochenen, armen und deshalb mehr denn je über alles geliebten deutschen Vaterlande hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt in Zukunft aus einem reichen Borne an Erfahrungen, die im Kriege sowohl in der Praxis als auch in der Wissenschaft gesammelt sind, zu schöpfen. Infolgedessen brauchen wir hier nicht

wieder aufzubauen, wie es fast überall sonst der Fall sein dürfte, sondern wir brauchen nur zu schöpfen aus diesem Borne, weiter zu entwicklen und weiter auszubauen. Diese Tatsache erleichtert uns allen die Aufgabe sehr.

Ich bin seit über 25 Jahren mit Wissenschaft und Praxis verwachsen und ich glaube mit Ihrer gütigen und tatkräftigen Unterstützung wohl diejenigen Richtlinien finden zu können, die nunmehr, nachdem eine neue Zeit angebrochen, maßgebend sein müssen für die W. G. L. Ich werde mich bemühen, eine Harmonie zwischen Theorie und Praxis, zwischen den Stätten der rein theoretischen Forschung und der Industrie herbeizuführen und, falls Gegensätze vorhanden sein sollten, diese auszugleichen.

Meine Herren! Eine Programmrede möchte ich Ihnen nicht halten, da ich von solchen Reden nicht viel halte. Ich will mit dem Gesamtvorstand zusammen die Richtlinien ausarbeiten. Benutzen möchte ich nur die Gelegenheit, hier einen Vers aus Fritz Reuter aufzusagen:

Wenn einer kümmt und tau mi seggt:
»Ik mak dat allen Minschen recht«,
Dann segg ick: »Leiwe Fründ, mit Gunst,
O lihren S' mi doch des' swere Kunst!«

Auch ich werde es nicht allen recht machen können und deshalb muß ich schon jetzt um Nachsicht bitten, wenn der eine oder andere im Laufe der Zeit glaubt, nicht voll zu seinem Rechte gekommen zu sein.

Ich danke Ihnen nochmals für das Vertrauen; ich werde mich rechtschaffen bemühen, diesem zu entsprechen.

Vorsitzender: Ich danke Ihnen, hochverehrter Herr Geheimrat, daß Sie dem Wunsch des Vorstandes und der gesamten Versammlung entsprochen und dieses schöne Ehrenamt übernommen haben. Ich wünsche Ihnen persönlich von Herzen alles Glück zu Ihrer neuen Arbeit und der Gesellschaft, daß sie unter Ihrer bewährten Führung zu neuem Leben emporblühen möge.

Professor Prandtl: Meine Herren! Ich möchte zunächst meiner Freude Ausdruck geben, daß wir einstimmig unseren neuen Vorsitzenden gewählt haben und — vorbehaltlich natürlich, daß Sie mich auch noch wieder wählen — werde ich mich der Zusammenarbeit mit ihm freuen.

Es obliegt mir nun eine Aufgabe der Dankespflicht. Ich möchte zunächst noch betonen, daß wir sowohl innerhalb des Geschäftsführenden Vorstandes so auch im Gesamtvorstand es an Bemühungen nicht haben fehlen lassen, Herrn von Böttinger bei uns zu halten, sei es in dieser oder jener Form. Aber Herr von Böttinger wollte entlastet sein und es ist uns nicht möglich gewesen, ihn von diesem Entschluß abzubringen.

Ich möchte nun Ihnen, hochverehrter Herr Geheimrat, bei dieser Gelegenheit zum Ausdruck bringen, wie sehr die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt Ihnen zu Dank verpflichtet ist. Sie haben die Gesellschaft seit der Gründung an geleitet, Sie haben alle maßgebenden Schritte für die Gründung vorbereitet, die Gründung durchgeführt und, wie wir alle feststellen können, damals gleich die Gesellschaft in ein Fahrwasser gebracht, daß sie lebensfähig war und daß sie sich, wenigstens in der Zeit vor dem Kriege, schön und frei entfalten konnte.

Wir, die wir Ihnen unterdes nahestanden, wissen, welches Maß von Arbeit und Umsicht Sie darauf verwandt haben und wie Sie keinen Gang gescheut haben zu irgend welchen Instanzen, bei denen eine Förderung zu erreichen war, um für die Gesellschaft zu tun, was nur irgendwie getan werden konnte. Sie haben es auch jederzeit verstanden, Mißklänge aus der Gesellschaft fernzuhalten und alles zum Guten zu führen. Wenn während des Krieges die Gesellschaft eingeengt war und nicht das leisten konnte, was sie unter anderen Umständen hätte leisten können, so war das wahrlich nicht Ihre Schuld. Und nun, verehrter Herr Geheimrat, lassen Sie mich sagen: Wir haben innerhalb des Gesamtvorstandes nach einem Zeichen gesucht, unter dem wir Ihnen unsere Dankbarkeit erweisen und Sie dauernd an uns binden könnten. Der Gesamtvorstand hat einen Beschluß gefaßt, der in diesem Schreiben, das ich nun verlese, zusammengefaßt ist:

Hochverehrter Herr Geheimrat!

Durch die Bekundung Ihres leider unumstößlichen Willens, den Vorsitz der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in jüngere Hände zu legen, haben Sie uns alle mit aufrichtigem Bedauern, ja mit tiefer Betrübnis erfüllt.

Sie haben seit dem Tage der Gründung an der Spitze der Gesellschaft gestanden; Ihre Tätigkeit war dabei stets ausgezeichnet durch eine kluge Art der Wirtschaftsführung, durch unermüdliche Fürsorge für das Wohl der Gesellschaft, durch Ihre stete Bereitschaft, Ihre weitreichenden Beziehungen für unsere Zwecke nutzbar zu machen, vor allem aber durch Ihr bei aller Sachlichkeit unübertrefflich liebenswürdiges Auftreten. Diese Eigenschaften machen Ihr Ausscheiden aus dem Amte des ersten Vorsitzenden für uns alle zu einem schmerzlich empfundenen Ereignis.

Bei der so entstandenen Lage fühlt der Gesamtvorstand der Gesellschaft die Pflicht, zwei Aufgaben zu erfüllen:

den wärmsten Dank Ihnen auszudrücken für Ihre opferwillige Tätigkeit zum Wohle der Gesellschaft, und

Sorge zu tragen, daß ein zugleich ehrenvolles und freundschaftliches Band Sie dauernd mit der Gesellschaft verbinde und uns die Lösung des bisherigen Verhältnisses erleichtere.

Zur Lösung dieser Aufgaben hat der Gesamtvorstand beschlossen, Sie, hochverehrter Herr Geheimrat, in dankbarer Würdigung Ihrer Verdienste zu bitten, die vollzogene Wahl zum

»Ehrenmitgliede der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt«

anzunehmen.

Die freundliche Gewährung dieser Bitte würde der Gesellschaft zu um so größerer Freude und Ehre gereichen, als es sich um die erste Verleihung der Ehrenmitgliedschaft handelt.

Der Ehrenvorsitzende: gez. Heinrich, Prinz von Preußen.

Der Gesamtvorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt: gez.: Unterschriften.

(Lebhafter Beifall.)

Vorsitzender: Meine hochverehrten Herren! Es ist wirklich eine Überraschung und eine Wendung, an die ich nie gedacht haben würde, die Sie mir jetzt zuteil werden lassen, indem Sie mich als erstes Ehrenmitglied Ihrer Gesellschaft ernannt haben.

Meine Herren! Ich weiß nicht, wie ich diesem Dank in richtiger Weise Ausdruck geben soll. Aber daß ich Ihre auf mich gefallene Ehrung annehmen, warm und treu bewahren werde, das ist selbstverständlich. Aber ebenso selbstverständlich ist es, daß dieser Dank aus tiefstem Herzen kommt und daß ich immer die Erinnerung an alle die Jahre unseres Zusammenarbeitens für die paar Jahre, die mir noch zum Leben beschieden sind, warm bewahren werde und daß ich es als ein Glücksmoment betrachten werde, wenn ich der Gesellschaft irgendwie dienlich und nützlich sein kann.

Meine Herren! Verzeihen Sie mir, wenn ich unvorbereitet hier keine längeren Ausführungen machen kann, aber seien Sie überzeugt, daß die Herzlichkeit und Innigkeit meines Empfindens auch durch viele Worte nicht mehr zum Ausdruck kommen kann als durch das herzliche: Gott vergelt's! Und Gott bewahre mir das Vertrauen, welches Sie mir in so schöner Weise bekunden, auch in die ferneren Jahre hinaus. Nochmals tiefen und herzlichen Dank, meine verehrten Herren. (Lebhafter Beifall.)

Professor Prandtl: Meine Herren! Gestatten Sie mir vielleicht zunächst noch, daß ich Herrn Geheimrat unseren Dank ausspreche, daß er die Ehrenmitgliedschaft annimmt. Ich möchte dabei noch folgendes erwähnen:

Manche Satzungen von Vereinen schreiben vor, daß die Ehrenmitglieder jederzeit das Recht haben sollen, an den Beratungen des Vorstandes der Gesellschaft teilzunehmen. Diesen Paragraphen haben wir in unserer Gesellschaft nicht. Es scheint mir aber richtig zu sein, daß jemand, den man zum Ehrenmitglied ernannt hat, jederzeit Zutritt zu den Vorstandssitzungen hat. Da wir aber im Moment aus formalen Gründen nicht in der Lage sind, eine Satzungsänderung zu beantragen, weil sie auf der Tagesordnung stehen müßte, möchte ich Sie bitten, zu beschließen, daß diese Bestimmung nicht generell für alle Ehrenmitglieder, sondern für unser einziges Ehrenmitglied Geltung haben soll, daß also Herr Geheimrat von Böttinger als sozusagen lebenslängliches Mitglied unseres Gesamtvorstandes gelten soll. (Beifall.)

Ich darf wohl Einstimmigkeit der Versammlung hierin feststellen und bitte Herrn Geheimrat, uns weiter noch seinen Rat zuteil werden zu lassen.

Vorsitzender: Meine Herren! Der Zusatzantrag Prandtl ist für mich besonders schätzbar und wertvoll. Denn es wird mir dadurch die Möglichkeit gegeben, diesen engen Konnex auch weiterhin aufrecht zu erhalten. Also auch für diese besondere Ehrung nochmals herzlichen Dank.

Meine Herren! Ich werde mich jetzt aber beeilen, damit wir an die Hauptarbeit unserer Gesellschaft herangehen können, nämlich an die wissenschaftlichen Vorträge.

Rechnungslegung.

Entlastung des Gesamt- sowie des Geschäftsführenden Vorstandes.

Zunächst habe ich Ihnen noch kurz über die finanzielle Lage unserer Gesellschaft zu berichten. Ich habe hier die beiden Rechnungsabschlüsse der Jahre 1917 und 1918. Das Rechnungsjahr schließt jeweils mit dem 31. Dezember ab. Die beiden Rechnungsabschlüsse sind von den Herren Professor Berson und Patentanwalt Fehlert geprüft.

Das Ergebnis war, daß wir Ende Dezember 1918 mit einem Gesamtvermögen von M. 47035,41 abschlossen.

Die finanzielle Lage ist, wie Sie sehen, keine erfreuliche, und um so dringender notwendig ist es, daß hierfür auch aus den Kreisen der Mitglieder Sorge getragen wird. Hier wird nämlich eine besonders günstige Gelegenheit sein, der Gesellschaft Extrabeiträge zu überweisen in Form von Stiftungen seitens der großen Flugzeugfabriken, da die Arbeit der Gesellschaft denen in erster Linie zugute kommt. Es sind mir schon so kleine Gerüchte zu Ohren gekommen, daß dieser Appell nicht ganz fruchtlos sein würde, daß es nicht ausgeschlossen ist, daß wir demnächst mit solchen Zuweisungen erfreut würden. Die betreffenden Herren werden nicht nur den Dank der Gesellschaft, sondern den Dank der gesamten Wissenschaft für das, was sie tun, bekommen.

Meine Herren! Die Rechnungsprüfung für 1919 hat noch nicht stattfinden können. Es wird zum 31. Dezember geschehen, und mit Ihrem Einverständnis würde ich das Amt des Schatzmeisters weiterführen, bis diese Prüfung durchgeführt ist, und dann dem neuen Schatzmeister den vollständigen Abschluß für 1919 übergeben.

Ich muß aber jetzt schon bei dieser Gelegenheit bitten, daß Sie mir Decharge erteilen für die Zeit bis Ende 1918. Für das Jahr 1919 können Sie das ja noch nicht tun, da Sie noch nicht die Belege in den Händen haben.

Darf ich bitten, daß Sie die Entlastung für 1918 erteilen und darf ich bei dieser Gelegenheit bitten, daß wir, ehe wir an die weiteren Wahlen gehen, auch dem Gesamtvorstand — das muß sein, weil der Gesamtvorstand jetzt abtritt — und auch dem Geschäftsführenden Vorstand die Entlastung für seine Tätigkeit während der Zeit bis zur heutigen Generalversammlung aussprechen. (Beifall.) Widerspruch erhebt sich nicht. Ich danke Ihnen für Ihre Akklamation. Ich stelle fest, daß die Entlastung sowohl für die Kassenführung bis Ende Dezember 1918 sowie auch für den Gesamtvorstand und für den Geschäftsführenden Vorstand für seine Tätigkeit erteilt worden ist.

Änderung der Zusammensetzung des Gesamtvorstandes und des Geschäftsführenden Vorstandes.

Vorsitzender: Wir kommen nun zu der Frage der Änderung der Zusammensetzung des Gesamtvorstandes und des Geschäftsführenden Vorstandes.

In der Gesamtvorstandssitzung ist beschlossen worden — da nach dem Statut 6 bis 30 Mitglieder als Beirat fungieren sollen — Ihnen vorzuschlagen, ev. 26 dieser Stellen zu besetzen und 4 Stellen offen zu halten, damit Anregungen aus der Versammlung noch berücksichtigt werden können und damit besonders der Vorstand in der Lage sein würde, diese 4 Stellen ev. durch Kooptation von neuen Mitgliedern, die sich besonders im Interesse der Gesellschaft verdient gemacht haben, zu besetzen.

Rechnungsabschluß per 31. Dezember 1917.

Einnahmen

Bestand am 1. Januar 1917:			
Barbestand		M. 16617,73	
M. 40000 Kriegsanleihe à M. 98,80		» 39520,—	M. 56137,73
Beiträge		M. 9476,91	
Zinsen aus Kriegsanleihe	M. 2375,—		
Zinsen aus gewöhnlichen Rechnungen	» 679,09	M. 3054,09	
Portivergütungen		» 9,50	
Verkaufte Jahrbücher in 1914		» 905,60	
Verkaufte Jahrbücher in 1916		» 400,40	
Verkaufte Einbanddecken		» 1,—	M. 13857,50
Beiträge für die Lilienthal-Stiftung			» 1700,—
			M. 71685,23

Ausgaben

Per Gehalt des Geschäftsführers		M. 1425,—	
» Schreibhilfe		» 1721,16	
» Miete		» 765,—	
» Abgaben an den D. Luftfahrer-Verband		» 18,85	
» Porti		» 273,10	
» Drucksachen		» 293,70	
» Vergütung für den Gehilfen des Schatzmeisters		» 200,—	
» Reisekosten		» 1366,20	
Per verschiedene Ausgaben:			
Nationalstiftung	M. 1000,—		
Frau Béjeuhr	» 600,—		
Saalmiete	» 55,—		
Beitrag Naturf. Ges.	» 12,—		
Kranzspenden	» 80,—		
Inseratgebühren	» 118,80		
Buchungsgebühren (Postsch.-Konto)	» 12,54		
Umzugskosten	» 78,—		
Telegrammadressen	» 30,—		
Bureaubedarf und kleine Auslagen	» 488,06	M. 2474,40	M. 8537,41
Bestand am Schlusse des Jahres:			
Übernommener Bestand vom 1. Januar 1917		M. 56137,73	
Überschuß in 1917		» 5310,09	
Beiträge für die Lilienthal-Stiftung		» 1700,—	» 63147,82
			M. 71685,23

Bestand am 1. Januar 1918:	
Barbestand	M. 8927,82
M. 40000 D. R.-Anleihe à M. 98,80	» 39520,—
M. 15000 D. R.-Anleihe à M. 98,—	» 14700,—
	M. 63147,82

Nach den Büchern, Belegen und Summen geprüft und richtig befunden

Berlin, 13. April 1918. gez.: Prof. A. Berson.
Berlin, 7. Mai 1918. gez.: C. Fehlert.

Für die Richtigkeit der Abschrift:

Krupp.

Rechnungsabschluß per 31. Dezember 1918.

Einnahmen

Posten			
An Bestand am 1. Januar 1918:			
Barbestand			M. 8927,82
Bestand an Kriegsanleihe:			
M. 40000 à M. 98,80		M. 39520,—	
M. 15000 à M. 98,—		» 14700,—	
		M. 54220,—	
Kursverlust am 31. Dezember 1918: bleiben M. 55000 à M. 85,—			» 46750,—
			M. 55677,82
An Beiträge		M. 9785,—	
» Zinsen a. Kriegsanleihe	M. 2375,—		
» Zinsen gewöhnlicher Rechnung	» 177,85	» 2552,85	
» Portivergütungen		» 8,72	
» verkaufte Jahrbücher		» 302,90	
» Rückvergütung für vorgelegte Beträge betr. Hauptversammlung		» 228,05	
» Überweisung aus der Frühjahrssammlung 1918		» 645,—	» 13522,52
» Beiträge für die Lilienthal-Stiftung			» 800,—
			M. 70000,34

Ausgaben

Posten			
Per Einrichtung usw.		M. 2028,—	
» Gehälter		» 6924,99	
» Schreibhilfe usw.		» 3171,74	
» Miete usw.		» 1472,05	
» Abgaben a. d. D. Luftfahrer-Verband		» 50,—	
» Porti		» 736,10	
» Drucksachen		» 608,36	
» Reisekosten		» 345,20	
» Kosten der ordentl. Mitgliederversammlung		» 1130,—	
» Vergütung a. d. Gehilfen d. Schatzmeisters		» 200,—	
Per verschiedene Auslagen:			
Bureaubedarf	M. 1316,04		
Umzugskosten	» 244,—		
Unterstützung	» 600,—		
Beitrag Naturf.-Ges.	» 12,—		
Beitrag Kriegswirtsch. Mus.	» 30,—		
Beitrag Verb. Techn.-Wiss. Vereine	» 100,—		
Techn. Zeitschriftenschau	» 80,—		
Telegrammadresse	» 30,—		
Telephoneinrichtung	» 15,—		
Saalmiete	» 25,—		
Schreibmasch.-Reparatur	» 69,—		
Schatulle m. Kartothek	» 351,50		
Telephongebühren	» 54,—		
Tapezierrechnung	» 110,10		
Div. kl. Auslagen	» 261,85	M. 3298,49	M. 19964,93
Per Beitrag für das Lilienthal-Relief:			
Sammlung 1917/18		M. 2500,—	
Beitrag d. W. G. L.		» 500,—	» 3000,—
Per Bestand am 31. Dezember 1918:			
Barbestand		M. 285,41	
Bestand an Kriegsanleihe:			
M. 55000 à M. 85,—		» 46750,—	» 47035,41
			M. 70000,34

Nach den Büchern, Belegen und Summen geprüft und richtig befunden

Berlin, 3. November 1919. gez.: A. Berson.
gez.: C. Fehlert.

Für die Richtigkeit der Abschrift:
Krupp.

Professor Prandtl: Wenn Sie gestatten, möchte ich zu diesem Punkt einige Erläuterungen hinzufügen. Der alte Gesamtvorstand hatte ja vor dem Kriege eine Zusammensetzung, die auf allerhand Stellen, die berücksichtigt sein wollten und die vertreten sein sollten, Rücksicht nahm. Es waren verschiedene Mitglieder im Gesamtvorstand, die — ich will mal sagen — man aufzufordern wünschte und die für uns natürlich auch eine sehr nützliche Tätigkeit geleistet haben. Die Umschichtung, die in der Gesellschaft stattgefunden hat, daß eine Reihe von wissenschaftlich und technisch hervorragenden Kräften neu zur Flugtechnik gekommen sind, ist schon erwähnt worden, und es ist klar, daß aus diesen Gründen die aus irgendwelchen Repräsentationsgründen im Vorstand wirkenden Herren bei der beschränkten Anzahl des Vorstandes vielleicht jetzt zweckmäßigerweise in der Flugzeugindustrie mitwirkenden Herren Platz zu machen hätten.

Aus dieser Erwägung heraus hat der Gesamtvorstand in seiner bisherigen Zusammensetzung den Beschluß gefaßt, als Ganzes zurückzutreten und auf diese Weise die Gelegenheit zu geben, daß der neue Gesamtvorstand so zusammengesetzt wird, wie es das wissenschaftliche Interesse als am besten erscheinen läßt.

Ich darf vielleicht, ohne einen besonderen Auftrag hierzu zu haben, im Namen derjenigen Vorstandsmitglieder, die auf diese Weise jetzt ausscheiden, zum Ausdruck bringen, was in den verschiedenen Vorstandssitzungen, in denen es zur Verhandlung stand, so vielfach ausgesprochen worden ist, daß die Herren gern und ohne Bitterkeit zurücktreten, um denjenigen Platz zu machen, die sich im Kriege stärker um die Sache der Luftfahrt verdient gemacht haben.

Bei der Gelegenheit hatten wir den Gedanken, daß wir auch in der Beziehung eine Umschichtung in der Zusammensetzung des Gesamtvorstandes vornehmen sollen, daß einerseits die Praxis stärker berücksichtigt wird, die ja zurzeit der Gründung der Gesellschaft noch nicht in derselben Stärke existiert hat, wie die Theoretiker, die natürlich an den verschiedenen Hochschulen schon vorhanden waren. Es war deshalb die bisherige Zusammensetzung des Gesamtvorstandes etwas stark professoral, wie ich mich einmal ausdrücken will. Es war eigentlich nicht eine besondere Absicht gewesen, Professoren in den Vordergrund zu schieben, sondern es war aus den Verhältnissen erwachsen. Inzwischen haben wir einen starken Nachwuchs von seiten der Praxis bekommen, und deshalb soll die Praxis auch in den Vorstand kommen. Das war ein durchaus naheliegender Gedanke, der auch im Geschäftsführenden Vorstand jederzeit gewürdigt wurde.

Dabei will ich auch noch etwas sagen. Unter den tätigen Luftfahrt-Konstrukteuren usw. ist vor allem die Jugend mit dabei gewesen und ich kann ruhig sagen mit führend gewesen, und deshalb soll die Jugend auch stärker in dem neuen Gesamtvorstand vertreten sein; natürlich in einer passenden und weisen Mischung mit dem Alter zusammen.

Auf diesen Grundsätzen aufbauend, haben wir eine Liste zusammengestellt, die sich darauf gründet, daß von jedem

Spezialfach ein oder mehrere Vertreter im Vorstand sitzen sollen. Die Liste gründet sich auch darauf, daß diese Vorstandsmitglieder möglichst die verschiedenen Gegenden des Deutschen Reiches mit vertreten sollen, so daß wir Verbindung behalten mit allen Teilen des Reiches. Es hat sich ergeben, daß wir auf diese Weise eine Liste zusammenbekommen haben, die sehr groß war. Die Zahl der Mitglieder, die wir gern im Vorstand hätten, war sehr viel größer als die, die wir wirklich darin haben können. Nach unserer Satzung handelt es sich um 6 bis 30 Beisitzer. Wir dachten ein paar Sitze freizuhalten, um ev. Zuwahlen ermöglichen zu können. Auf diese Weise ist nun die Liste zustandegekommen, die ich jetzt verlesen werde und die Sie zum größten Teil auch wohl auf Ihren Plätzen finden:

Professor Baumann, Stuttgart,
Geh. Reg.-Rat Dr. von Böttinger, Arensdorf/Nm.,
Dr. Dieckmann, Gräfelfing bei München,
Dipl.-Ing. Dorner, Hannover,
Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen a. B.,
Dipl.-Ing. Dörr, Überlingen a. B.,
Marinebaumeister Dröseler, Berlin,
Marinebaurat Engberding, Berlin,
Dr. Gradenwitz, Berlin,
Dr. Hoff, Cöpenick,
Dr. Hopf, München,
Professor Junkers, Dessau,
Direktor Kober, Friedrichshafen a. B.,
Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med. Koschel, Berlin,
Direktor Kruckenberg, Heidelberg,
Professor Linke, Frankfurt a. M.,
Dipl.-Ing. Madelung, Dessau,
Direktor Maybach, Friedrichshafen a. B.,
Dipl.-Ing. Naatz, Bitterfeld,
Geh. Reg.-Rat Professor Müller-Breslau, Berlin,
Major z. D. Professor von Parseval, Charlottenburg,
Professor Pröll, Hannover,
Direktor Rasch, Staaken bei Spandau,
Professor Reißner, Berlin,
Generaldirektor Rumpler, Göggingen bei Augsburg,
Dipl.-Ing. Schwager, Charlottenburg,
Geh. Reg.-Rat Professor Süring, Potsdam,
Geh. Reg.-Rat Professor Wachsmuth, Frankfurt a. M.,
Professor Kurt Wegener, Hamburg-Gr. Borstel.

Hierdurch sollen folgende Fachgruppen vertreten werden:

Flugzeugwesen (Seeflugzeugwesen),
Flugzeugbau,
Flugzeugstatik,
Luftschiffwesen,
Luftschiffbau,
Motorenkunde,
Propellerfragen,
Aerologische und meteorologische Fragen,
Funkentelegraphie,
Instrumentenkunde,
Gesundheitswesen.

Vorsitzender: Meine Herren! Sie haben die Ausführungen von Herrn Professor Prandtl gehört. Ich darf nun fragen, ob das Wort dazu gewünscht wird und wie die Wahl stattfinden soll: ob durch Stimmzettel oder durch Akklamation? oder ob Ergänzungen gewünscht werden und ob die Abstimmung gleich jetzt erfolgen soll oder erst nach dem Frühstück? (Zuruf: Jetzt!)

Dr. Everling: Nach Besprechung mit verschiedenen anderen Mitgliedern habe ich gegen die Liste das große Bedenken, daß sie zu lang ist. Es sind gewiß eine ganze Menge von Herren, die auf der Liste untergebracht worden sind, in der richtigen Erwartung ausgesucht worden, daß sie uns im Vorstand nützlich sein können, und es sind eine ganze Menge, die nicht haben untergebracht werden können. Aber ich möchte doch auf Grund der Erfahrungen, die Sie wohl alle schon mit so großen Körperschaften von 30 und mehr Mitgliedern gemacht haben, vorschlagen, die Zahl zu beschränken und von dieser Liste nur 10 Herren zu wählen. Wir haben dann mit dem Herren Ehrenvorsitzenden, dem Herrn Ehrenmitglied und den drei Herren des Geschäftsführenden Vorstandes im ganzen eine Körperschaft von 15 Mitgliedern, die voraussichtlich doch wesentlich arbeitsfähiger sein wird, als diese Körperschaft mit mehr als der doppelten Anzahl.

Direktor Rasch: Mit der Frage der Zusammensetzung des Vorstandes haben wir uns schon mehrfach eingehend befaßt. Es ist zu längeren Erörterungen gekommen. Der Vorschlag, den Herr Dr. Everling macht, den Vorstand in seiner Anzahl zu beschränken, hat in der Erörterung dahin geführt, daß wir glaubten, für die Geschäftsführung im allgemeinen genüge der Geschäftsführende Vorstand von 3 Personen, während in dem Gesamtvorstand eigentlich nicht ein Vorstand vorhanden sein soll, der sich mit der eigentlichen Geschäftsführung befaßt, sondern dieser Gesamtvorstand soll mehr den technisch-wissenschaftlichen Ausschuß ersetzen, wie er früher bestand. In diesem Gesamtvorstand sollen die verschiedenen Fachgruppen vertreten sein, die in das Arbeitsgebiet der Wissenschaftlichen Gesellschaft fallen. Es ist nach unserer Überzeugung deshalb kein Schaden, wenn dieser Gesamtvorstand eine verhältnismäßig große Zahl umfaßt, um möglichst alle interessierten Fachgruppen in sich zu vereinigen, und es wird die eigentliche Aufgabe des Gesamtvorstandes nicht darin erblickt, in die Geschäftsführung des Vereins einzugreifen, sondern es sollen mehr durch Zusammenkunft dieser führenden Persönlichkeiten auch in den einzelnen Fachgebieten Aussprachen herbeigeführt werden und durch den Gedankenaustausch neue Anregungen zur Bearbeitung neuer Probleme gegeben werden. Das war die Idee, die uns veranlaßt hat, den Gesamtvorstand in der bisher bestehenden Anzahl zu belassen.

Ich möchte dann noch eine persönliche Bemerkung daran knüpfen. Wir haben auch bei der Zusammensetzung dieses Vorschlages naturgemäß die Richtlinien erörtert, nach denen wir die Liste aufgestellt haben. Es ist dabei wiederholt zum Ausdruck gekommen, daß entgegen der früheren mehr einseitig theoretischen Zusammensetzung die Zusammensetzung sowohl innerhalb des Gesamtvorstandes wie überhaupt möglichst in der ganzen Gesellschaft mehr erfolgen sollte nach einer Mischung von Theorie und Praxis. Ich glaube, dieses Bestreben findet allseitig Anerkennung und Beifall. Aber es ist dabei ein Unterschied in der Beteiligung der Praxis zu machen. Es gibt eine angewandte Wissenschaft und eine angewandte Technik in der Praxis. Wir haben aber auch in der Praxis andere Momente, das sind die rein wirtschaftlich-industriellen Momente. Ich habe meine Ansicht dahin vertreten, daß die Aufgaben der Wissenschaftlichen Gesellschaft nicht auf diesem Gebiete liegen, sondern auf dem rein wissenschaftlich-technischen Gebiete, und daß infolgedessen die Mischung in der Gesellschaft, besonders in dem führenden Organ der Gesellschaft, sich zusammensetzen sollte aus Wissenschaftlern der Theorie und Wissenschaftlern der Praxis, daß aber Vertreter der übrigen Momente, als da sind wirtschaftlich-industrielle Momente, nicht so sehr richtunggebend sein sollten, und daß ihr Vorhandensein im Vorstand deshalb nicht vonnöten sei.

Man hat mich gestern trotzdem gebeten, dem Gesamtvorstand beizutreten. Ich möchte aber bitten, von meiner Wahl Abstand zu nehmen, da ich es für richtig halte, daß in dieser Wissenschaftlichen Gesellschaft wirklich nur Wissenschaftler und Techniker vorhanden sind, und ich es nicht für notwendig halte, daß das Moment rein wirtschaftlich-industrieller Natur im Vorstand vertreten ist.

Vorsitzender: Darf ich vielleicht kurz auf die letzten Ausführungen des Herrn Direktor Rasch zurückkommen. Herr Direktor Rasch hat gestern schon diesen Antrag gestellt, aber wir haben ihn dringend gebeten, davon abzusehen. Der Vorstand legt den allergrößten Wert darauf, daß seine Zusammensetzung gerade nicht so ganz einseitig ist, sondern daß wir namentlich auch auf die wertvolle Mithilfe und den Rat und die Tat des Herrn Direktor Rasch im Vorstand weiter rechnen können. Herr Direktor Rasch hat gestern mehrfach Gelegenheit gehabt, zu zeigen, wie berechtigt dieser unser Wunsch ist, und wir möchten ihn namens des Gesamtvorstandes dringend bitten, seine ablehnende Haltung aufzugeben und seinen Antrag zurückzuziehen. Herr Direktor Rasch, wollen Sie nicht den Antrag zurückziehen? Ich kann Ihnen sagen, daß es nicht nur der Dekoration willen, sondern im Interesse der Gesellschaft geschieht, wenn wir Sie in den Vorstand haben wollen.

Direktor Rasch: Ich würde es von dem Ergebnis der Diskussion abhängig machen, ob meinem Prinzip zugestimmt wird, daß nur das wissenschaftlich-technische Moment vertreten sein soll.

Baurat Engberding: Zu einer wissenschaftlichen Arbeit genügen nicht nur Wissenschaftler, sondern es sind dazu auch solche Körperschaften erforderlich, die die Mittel zur Verfügung stellen. Darum ist es notwendig, daß wir auch Herren aus der Verwaltung bei uns haben. Ich möchte dringend bitten, gerade die beiden Herren, Direktor Rasch und Dr. Gradenwitz, mit in den Vorstand zu wählen.

Vorsitzender: Diesem erneuten Ansturm ist keine Gegenrede gefolgt. Herr Direktor Rasch, ich darf annehmen, daß Sie nunmehr zustimmen, daß Ihr Name auf der Liste bleibt. (Zustimmung.) Besten Dank.

Dipl.-Ing. Gaule: Die Generalversammlung ist wohl durch diesen Antrag überrascht worden, einen so großen Gesamtvorstand zu wählen. Wir fragen uns auch, ob ein solcher Vorstand überhaupt notwendig ist. Wenn besondere Fragen zu klären sind, kann ja für jeden Spezialfall aus der Zahl der Mitglieder eine besondere Kommission zusammengestellt werden. Aber ein großer Gesamtvorstand ist nicht ohne weiteres notwendig. Wenn jedoch ein so großer Vorstand zusammenkommen sollte, würde es zweckmäßig sein, auch noch andere Fachgruppen hineinzunehmen. So ist z. B. die Luftverkehrsgesellschaft gar nicht vertreten. Ferner sind Flugzeugführer, praktische Flieger nicht vertreten. Also entweder gar keinen Vorstand oder einen Vorstand, der, wenn er an und für sich schon so groß ist, auch noch einige Mitglieder mehr vertragen kann.

Professor Prandtl: Ich glaube, es würden sich noch verschiedene Fächer finden, für die es wünschenswert ist, einen Spezialisten zu haben. So ist aber doch die Sache nicht gemeint. Der Gesamtvorstand hat, soweit er in diesem Sinne technisch orientiert ist und Vertreter der Hauptfächer in sich schließt, nicht die Bestimmung, irgendwelche Spezialaufgaben zu bearbeiten, sondern er hat nur die Aufgabe, dafür zu sorgen, daß, wenn eine solche Arbeit geleistet werden soll, eine Kommission eingesetzt wird, die dann aus geeigneten Fachleuten zu bestehen hätte. Der Gesamtvorstand soll nur die wissenschaftliche und technische Mitarbeit der Gesellschaft an irgendwelchen Fragen organisieren. Technische Erörterungen innerhalb des Vorstandes sind wohl kaum beabsichtigt. Das war auch bisher nicht der Fall.

Im übrigen möchte ich bemerken, daß der Vorstand nicht etwa vergrößert wird. Er war in der letzten Zeit sehr viel größer als 30 Mitglieder geworden. Also wir sind zu einer Verkleinerung geschritten, und ich möchte doch vorschlagen, daß vielleicht die Liste so, wie wir sie mit viel Mühe zusammengestellt haben, angenommen wird. Diejenigen Herren, die eine andere Zusammensetzung haben, wie z. B. Herr Dr. Everling, stellen am zweckmäßigsten von sich aus eine Liste auf, die dann irgendwo an der Wand angeheftet werden könnte, damit sie während der Pause jeder lesen kann.

Baurat Engberding: Meine Herren! Über die Personenfrage wollen wir uns zunächst vollständig ausschweigen, aber die Organisationsfrage können wir nicht wieder hinausschieben. Wir müssen uns darüber endlich klar werden. Wenn ein Außenstehender sich diese Satzung ansieht, dann stutzt er und dann sagt er: da ist ein Vorstand von drei Personen und dann ist da auf einmal noch eine merkwürdige Organisation von 30 Personen, die sich auch Vorstand nennt, das ist doch überflüssig. Bei jeder anderen Gesellschaft gibt es einen Vorstand, der besorgt die Geschäfte und dann Schluß. Ich stehe nicht an, zu sagen, daß ich auch einen Augenblick auf dem Standpunkt gestanden habe, es wäre so ganz richtig, und man sollte vielleicht noch einige Herren dem Vorstande zur Seite stellen. Dann haben wir uns das durchdacht und überlegt: wozu sind denn die Herren im erweiterten Vorstand eigentlich da? Der Geschäftsführende Vorstand führt die reinen Geschäfte, er wird natürlich auch den Verein in neue Bahnen lenken, ihm neue Gebiete aufschließen wollen. Aber dazu gehören auch Anregungen von allen möglichen Fachgebieten. Nun könnte man sagen: die Anregungen können aus der großen Gemeinschaft kommen. Meine Herren! Da kommen sie eben nicht heraus. Da sagt jeder: ach, auf mich kommt es ja nicht an. Wenn da nicht ein paar Herren mit einem gewissen Verantwortungsgefühl für Anregungen usw. herausgesucht werden, dann verläßt sich einer auf den andern, und es geschieht gar nichts. Wenn wir eine größere Zahl von Herren haben, die ab und zu zusammenkommen oder zu regelmäßigen Zeitpunkten, die gegenseitig das, was auf ihren einzelnen Wissensgebieten vorliegt, miteinander besprechen, ergeben sich unendlich viel Anregungen, und die sollen dann dem Vorstand zur weiteren praktischen Auswertung übermittelt werden. Ich sehe eigentlich keinen anderen Weg, um weiterzukommen. Wir dürfen nicht vergessen, daß wir nicht ein fertiges Wissensgebiet sind. Wir wollen vorwärts und wir brauchen Anregungen.

Nun könnte man sagen, die früheren Kommissionen waren dazu da. O nein, die haben versagt, weil es alles einzelne Spezialistenkommissionen waren. Gerade der Umstand, daß in diesem erweiterten Vorstand die Fachrichtungen alle miteinander vertreten sind, führt zu Anregungen. Denn in einem einseitigen Skatklub — um ein Beispiel zu nehmen — wird nur Skat gespielt, da gibt es aber keine Anregungen allgemeiner Art. Wenn man den Vorstand auf 10 Personen verkleinert, dann probieren Sie einmal, wie Sie da auch nur die Hauptfachgruppen berücksichtigen wollen, damit alle Interessen vertreten sind.

Professor Linke: Meine Herren! Es liegen zwei Anträge vor. Auf der einen Seite wird vorgeschlagen, den Vorstand zu vergrößern, auf der anderen Seite wird vorgeschlagen, ihn zu verkleinern. Diese Tatsache zeigt wohl, daß der Antrag des Vorstandes das Richtige trifft. Er ist ja nach langen Besprechungen gestellt worden. Eins möchte ich nur noch zur Begründung dieses größeren Vorstandes von 26 bis 30 Herren sagen. Es sind viele Herren aus den verschiedenen Wirkungskreisen aus der Provinz darunter. Es ist für diese Herren, die zum großen Teil allein arbeiten, die keine Aussprache mit anderen Fachkollegen haben, von großer Wichtigkeit, von Zeit zu Zeit nach Berlin zu kommen, und zwar durch einen gewissen Druck von außen, durch Einladungen seitens des Geschäftsführenden Vorstandes, und sich hier auszusprechen. Wenn Sie diese Herren nicht in den Vorstand wählen — und das können Sie nicht, wenn Sie nur 10 Herren haben — dann nehmen Sie den Herren sehr vielfach die Gelegenheit zu den von mir bezeichneten Zusammenkünften. Darum bitte ich doch, die größere Zahl zu nehmen.

Ich möchte an diejenigen Herren, die noch andere Vertretungen in den Vorstand hineinhaben wollen, die Bitte richten, ihre Anträge zurückzuziehen. Man kann dem Zweck der Anträge gerecht werden, indem man Kommissionen bildet. Außerdem hat ja der Vorstand das Recht der Kooptation. Es sind ja dafür noch einige Stellen offengelassen. Lassen Sie doch dem Vorstand die Möglichkeit, zusammenzutreten und die Herren zu kooptieren. Ich schlage vor, die Anträge, die hier gestellt sind, dem Vorstand zur Berücksichtigung zu überweisen. Aber ich warne davor, vor diesem großen Plenum Personenfragen zu behandeln. Ich möchte den Antrag stellen, daß vor der nächsten Generalversammlung eine Personalvorstandskommission tagt, um eine derartige Debatte, wie sie heute entstanden ist, und die ich für unerfreulich halte, zu vermeiden.

Vorsitzender: Meine Herren! Es liegen nun verschiedene Anträge vor. Zunächst der Antrag des Herrn Major von Parseval, der auch von Herrn Dipl.-Ing. Gaule gestellt ist, die Abstimmung erst nach dem Frühstück vornehmen zu lassen.

Major v. Parseval: Ich hatte beantragt, zunächst den Geschäftsführenden Vorstand zu wählen, damit wir in der Lage sind, die Sitzung weiter zu führen.

Vorsitzender: Sie haben aber außerdem beantragt, den Hauptvorstand erst nach dem Frühstück zu wählen.

Widerspruch erhebt sich nicht. Wir werden dementsprechend verfahren. Wir werden jetzt den Geschäftsführenden Vorstand wählen, und zwar sind da vorgeschlagen die Herren Geheimrat Schütte, Major Wagenführ und Professor Prandtl.

Auch hier erhebt sich kein Widerspruch, ich stelle fest, daß die drei Herren zum Geschäftsführenden Vorstand gewählt sind. (Beifall.)

Der Antrag Linke geht dahin, eine Vorschlagskommission zu wählen, die für die nächste Generalversammlung diesbezügliche Vorschläge vorbereitet.

Schließlich ist ein Antrag der Herren Dr. Schmiedel, Dr. Pfeiffer und Dipl.-Ing. Gaule eingegangen:

> Zunächst soll ein kleiner verfassunggebender Vorstand gewählt werden, der bis zur nächsten Versammlung Vorschläge für die neue Satzung ausarbeitet. Dieser vorläufige Vorstand soll das Recht der Kooptation haben.

Das hatten wir Ihnen sowieso vorschlagen wollen, daß dem jetzigen Vorstand das Recht gegeben werden soll, weitere 6 Herren bis zur nächsten Generalversammlung zu kooptieren.

Meine Herren! Ich glaube, der Vorschlag Dr. Schmiedel deckt sich mit dem Vorschlag des Herrn Professor Linke dahingehend, daß eine Vorschlagskommission für die nächste Generalversammlung diesbezügliche Vorschläge ausarbeitet. Ob eine besondere Kommission gewählt wird oder ob das der Gesamtvorstand tut, das zu bestimmen, können wir, glaube ich, dem Gesamtvorstand überlassen.

Sind die Herren Dr. Schmiedel und Mitunterzeichner damit einverstanden, daß ihr Antrag dahin auszulegen ist, daß dem neuzuwählenden Gesamtvorstand überlassen werden soll, in welcher Weise er die betreffende Arbeit durchführt. Die Hauptsache ist, daß bis zur nächsten Generalversammlung demgemäß verfahren wird. (Dr. Schmiedel: Einverstanden.)

Dann stelle ich fest, daß die Anträge Linke und Schmiedel vereinigt sind, wonach der neu zu wählende Vorstand ersucht werden soll, eine diesbezügliche Liste rechtzeitig vorzubereiten und ev. den Mitgliedern schon mit der Einladung zur Generalversammlung vorher mitzuteilen.

Dann darf ich annehmen, daß die Frage der Wahl des Vorstandes soweit erledigt ist, daß wir nach dem Frühstück nur zur Abstimmung zu kommen brauchen.

Ich habe Ihnen noch mitzuteilen, daß wir die in Betracht kommenden Behörden — »Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen« und »Reichspostministerium« — auffordern werden, uns Vorschläge für ihre Vertreter zu machen.

Damit ist die Angelegenheit erledigt.

Erhöhung der Mitgliederbeiträge.

Vorsitzender: Meine Herren! Wie Sie aus allen Vereinen und allen Gesellschaften wissen, sind die früheren Beiträge, die auf den Friedensverhältnissen, die vor allem auf den Kosten der Zeitschrift zu Friedenspreisen basiert waren, heute absolut unzulänglich. Der Mitgliedsbeitrag sowohl für außerordentliche wie für ordentliche Mitglieder beträgt zurzeit M. 25 für unsere Gesellschaft. Wenn Sie bedenken, was dafür geleistet wird, wenn Sie vor allem an die Zeitschrift selbst denken, so werden Sie zugeben, daß es ganz unmöglich ist, daß die Gesellschaft überhaupt lebensfähig bleibt, wenn nicht die Beiträge erhöht werden. Der Vorstand schlägt Ihnen vor, analog dem Vorgehen anderer wissenschaftlichen Vereine und Gesellschaften, den Mitgliedsbeitrag von 25 auf 40 M. zu erhöhen. Es wird ferner vorgeschlagen, für im Ausland wohnende Mitglieder den Betrag umzurechnen für die Währung des betreffenden Landes. Das betreffende auswärtige Mitglied bezahlt dann de facto nicht mehr, als es früher bezahlt hat. Es ist also keine Härte und Ungerechtigkeit den ausländischen Mitgliedern gegenüber.

Ich stelle die Frage zur Diskussion, ob Sie einverstanden sind, daß vom 1. Januar 1920 ab der Mitgliedsbeitrag von M. 25 auf M. 40 erhöht wird und die auswärtigen Mitglieder diesen Betrag zum Friedenskurs umgerechnet in der Währung ihres Landes zu entrichten haben. — Widerspruch erhebt sich nicht. Das Wort wird auch nicht gewünscht. Ich stelle fest, daß die Versammlung einstimmig diesem Antrag zugestimmt hat.

Wir haben nun die

Wahl der Rechnungsprüfer

vorzunehmen. Die Rechnungsprüfer im vergangenen Jahre waren die Herren Berson und Fehlert. Wir möchten Ihnen vorschlagen, indem wir den beiden Herren unseren Dank für ihre Mühewaltung aussprechen, die beiden Herren zu bitten, dieses Amt wieder zu übernehmen.

Herr Professor Berson, sind Sie bereit? (Wird bejaht.) Herr Fehlert ist nicht hier. Wir werden an ihn das gleiche Ersuchen richten. Ich bin überzeugt, er wird das Amt annehmen.

Wahl eines Ortes für die ordentliche Mitgliederversammlung 1920.

Meine Herren! In Hamburg hatten wir von Herrn Reichsrat v. Miller die Einladung erhalten, die diesjährige Generalversammlung in München abzuhalten. Bei der Lage der Verhältnisse war das nicht möglich. Wir hatten uns nach Verständigung mit Herrn v. Miller darüber geeinigt, die Versammlung hier abzuhalten. Es liegt nun gleichzeitig eine Einladung von Göttingen seitens der »Göttinger Vereinigung für angewandte Mathematik und Physik« vor. Der Münchener Antrag war aber zuerst da. Nun hatte ich gestern abend noch Gelegenheit, mit Herrn v. Miller zu sprechen und ihn auf seine frühere Einladung aufmerksam zu machen. Er hat mir aber mitgeteilt, daß zurzeit die Verhältnisse in München nach jeder Richtung so wenig erfreulich sind, daß er empfehlen würde, daß wir für das nächste Jahr von München absehen und die Münchener Tagung auf ein späteres Jahr verschieben. Ich glaube, wir können nach der näheren Begründung, die mir Herr v. Miller gegeben hat, wohl nicht anders verfahren.

Auch in Göttingen liegen die Verhältnisse etwas gespannt in bezug auf Ernährung und Wohnung. Wir müßten jedenfalls die Tagung dort zu einer solchen Zeit wählen, wo die Ferien in Göttingen sind, damit die Zimmer, die an Studenten vermietet werden, dann für unsere Mitglieder zur Verfügung stehen.

Also sind Sie, wenn die Göttinger Herren ihre Einladung aufrecht erhalten, einverstanden, daß wir das nächste Jahr nach Göttingen gehen und daß wir dann, wenn in Göttingen die Verhältnisse auch so ungünstig sind wie in München, wieder hier in Berlin tagen? —

Auch hier erhebt sich kein Widerspruch.

Vertrag mit der Verlagsbuchhandlung Oldenbourg.

Diese Sache habe ich bereits erörtert. Ich darf bemerken, daß dieser Vertrag mit Oldenbourg nach sehr eingehenden und erschöpfenden Beratungen seitens des Vorstandes zum Abschluß gelangt ist, und wir bitten, daß die Generalversammlung dem Vorstand das Vertrauen erweist, daß sie ohne Kenntnisnahme die einzelnen Punkte für genehmigt erklärt. Auch hier erhebt sich kein Widerspruch.

Meine Herren! Damit ist der geschäftliche Teil unserer heutigen Tagesordnung erledigt und ich darf, wie in früheren Jahren, nunmehr den Vorsitz des wissenschaftlichen Teils Herrn Professor Prandtl übertragen und Ihnen für die freundliche Erledigung des geschäftlichen Teils nochmals besten Dank sagen. (Lebhafter Beifall. — Herr Professor Prandtl übernimmt den Vorsitz.)

Fortsetzung der geschäftlichen Sitzung nach der Mittagspause.

Vorsitzender: Meine Herren! Wir kommen nunmehr zur Erledigung der abgebrochenen Beschlußfassung über die Wahl zum Vorstande.

Es liegt ein neuer Antrag Everling mit vier weiteren Unterschriften vor:

1. Der vorgelegten Vorstandsliste zuzustimmen mit der Maßgabe, daß dieser Vorstand nur bis zur nächsten Hauptversammlung amtiert.

2. Die Ansicht vieler Mitglieder, daß der Vorstand zu umfangreich sei, dem Satzungsausschuß als Material zu überweisen.

3. In diesen Satzungsausschuß ein Mitglied des Geschäftsführenden Vorstandes, zwei Mitglieder des Gesamtvorstandes und zwei Nichtvorstandsmitglieder zu wählen. — Hier wird von der Voraussetzung ausgegangen, daß ein besonderer Satzungsausschuß eingesetzt wird.

4. Die beiden letztgenannten Herren sogleich zu wählen.

Meine Herren! Heute früh schien mir die Ansicht der Mehrheit dahin zu gehen, daß zunächst der neu zu wählende Vorstand bis zur nächsten Generalversammlung amtiert. Dieses ist aber nach den Satzungen unzulässig. Infolgedessen wird der erste Teil des Antrages von Herrn Dr. Everling zurückgezogen.

Natürlich könnten wir den Antrag Punkt 2. bis 4. en bloc annehmen, aber da mir von einzelnen Seiten auch Bedenken geäußert worden sind, würde es jedenfalls das Richtigste sein, jeden Abschnitt für sich zur Abstimmung zu bringen.

Ich persönlich habe keine Bedenken dagegen, daß ein besonderer Satzungsausschuß gewählt wird, aber ich möchte vielleicht Herrn Geheimrat Schütte, den zukünftigen Vor-

sitzenden, bitten, sich dazu zu äußern, wie er es zu haben wünscht, ob der gesamte neugewählte Vorstand als Satzungsausschuß gelten oder ob diesem Antrage entsprechend ein besonderer Ausschuß ernannt werden soll.

Geheimrat Professor Dr. Schütte: Meine Herren! Ich möchte Sie, um zum Schluß zu kommen, darum bitten, es vorläufig so zu belassen, wie Sie es gestern beschlossen haben. Wir können später darüber Beschluß fassen, wie wir die Sache ändern und welche neue Richtlinien überhaupt gegeben werden sollen. Das alles können wir heute hier im Handumdrehen gar nicht machen. Dazu bedürfen wir sehr reiflicher Überlegung. Wir werden die Angelegenheit dem Gesamtvorstande und schließlich einer Generalversammlung unterbreiten. Diese hat dann Beschluß zu fassen. Würden wir das heute alles erledigen wollen, so müßten wir stundenlang weiterberaten, trotzdem Sie gestern schon stundenlang beraten haben.

Ich bitte Sie daher dringend, es zu lassen, wie Sie (zum Vorsitzenden) es vorgeschlagen haben, und ich glaube Ihnen dafür gut zu sein, daß Ihren Wünschen, soweit dies möglich ist, nach jeder Richtung hin entsprochen wird.

Vorsitzender: Halten Sie auf Grund dieser Ausführungen des zukünftigen Herrn Präsidenten Ihre Wünsche aufrecht, Herr Dr. Everling? Sollen sie zur Abstimmung kommen?

Dr. Everling: Auf Grund der Ausführungen des zukünftigen ersten Herrn Vorsitzenden liegt eigentlich kein Grund vor, meine Anträge abzulehnen, da sie durchaus nach derselben Richtung hingehen, die der zukünftige erste Vorsitzende einzuschlagen gedenkt, und ich glaube, wir können den Herrn Vorsitzenden nicht besser unterstützen als dadurch, daß Sie meine Anträge annehmen.

Vorsitzender: Dann muß ich sie natürlich zur Abstimmung bringen. Ich bitte diejenigen Herren, die den Antrag Punkt 2: »Die Ansicht vieler Mitglieder, daß der Vorstand zu umfangreich sei, dem Satzungsausschuß als Material zu überweisen« für bedeutungslos halten und ihm nicht zustimmen wollen, die Hand zu erheben. (Die Abstimmung erfolgt: Der Antrag wird abgelehnt.)

Wir kommen dann zur Bildung des Satzungsausschusses. Nach den Ausführungen des Herrn Geheimrat Schütte soll der Beschluß, der gestern im Hauptvorstande gefaßt worden ist, weiter bestehen bleiben. Herr Dr. Everling hält aber seinen Antrag aufrecht. Ich muß ihn deshalb zur Abstimmung bringen. Ich muß ihn nur etwas umändern, statt »in diesen Ausschuß«: »in einen zu bildenden Satzungsausschuß ein Mitglied des Geschäftsführenden Vorstandes, zwei Mitglieder des Gesamtvorstandes und zwei Nichtvorstandsmitglieder zu wählen«. Ich bitte diejenigen Herren, die für diesen Antrag sind, die Hand zu erheben. (Geschieht.) Ich bitte um die Gegenprobe. (Sie erfolgt.) Es steht fest: der Antrag ist auch abgelehnt. Es bleibt demgemäß bei dem gestrigen Antrage des Vorstandes, daß der neu zu wählende Gesamtvorstand sich auch gleichzeitig als Satzungsausschuß konstituiert. Ich nehme an, daß die Herren, besonders auf Grund der heutigen Debatte, dann vielleicht den einen oder den anderen Herrn von den Mitgliedern zu Spezialberatungen über die Satzung heranziehen werden.

Professor Dr. Johann Schütte: Ich bitte die Gesellschaft, mir die Genehmigung zu erteilen, daß die Herren, die diesen Antrag gestellt haben, sofern sie nachher nicht zum Gesamtvorstande gehören sollten, doch zu den Beratungen hinzugezogen werden dürfen. Ich lege Wert auf diese Genehmigung, damit die Herren nicht glauben, daß ihre Ansichten in irgend einer Weise zu kurz kommen.

Vorsitzender: Ich stelle fest, daß dieser Antrag des Herrn Geheimrats Schütte angenommen ist, daß die fünf Herren, die diesen Antrag unterschrieben haben, mit zu den Beratungen hinzugezogen werden.

Ich glaube, dann können wir annehmen, daß die Ihnen unterbreitete Liste nunmehr als solche von der gesamten Versammlung ohne Widerspruch angenommen wird. Oder sind noch Bedenken hiergegen? Dann bitte ich, solche jetzt zu äußern.

Das ist nicht der Fall. Dann kann ich feststellen, daß die folgenden Herren als Gesamtvorstand für die im Statut vorgesehene Zeit gewählt sind:

Professor Baumann, Stuttgart, Danneckerstr. 39a.
Geh. Reg.-Rat Dr. von Böttinger, Arensdorf i. d. Neumark,
Dr. Dieckmann, Gräfelfing b. München, Bergstr. 42,
Dipl.-Ing. Dorner, Hannover, Hindenburgstr. 25,
Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg 55,
Dipl.-Ing. Dörr, Überlingen a. B.,
Marinebaumeister Dröseler, Berlin SW. 11, Hallesche Str. 19,
Marinebaurat Engberding, Berlin-Schöneberg, Grunewaldstraße 59,
Dr.-Ing. Gradenwitz, Berlin-Grunewald, Winklerstr. 6,
Dr.-Ing. Hoff, Cöpenick, Gutenbergstr. 2,
Dr. Hopf, München, Georgenstr. 22,
Professor Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47,
Professor von Kármán, Aachen, Lousbergstr. 20,
Direktor Kober, Friedrichshafen a. B.,
Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med. Koschel, Berlin W 57, Mansteinstraße 5,
Direktor Fr. Kruckenberg, Heidelberg, Unter der Schanze 1,
Professor Linke, Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77,
Dipl.-Ing. Madelung, Dessau, Askanische Str. 105,
Direktor Maybach, Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 11,
Geh. Reg.-Rat Professor Müller-Breslau, Berlin-Grunewald, Kurmärkerstr.,
Dipl.-Ing. Herrmann Naatz, Bitterfeld, Kaiserstr. 58,
Major z. D. Professor von Parseval, Charlottenburg, Niebuhrstraße 6,
Professor Pröll, Hannover, Welfengarten 1,
Direktor Rasch, Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken b. Spandau,
Professor Reißner, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 18,
Direktor Rumpler, Göggingen b. Augsburg, Hessing'sche Kuranstalt,
Dipl.-Ing. Schwager, Charlottenburg, Friedbergstr. 24,
Geh. Reg.-Rat Professor Dr. Süring, Potsdam, Telegraphenberg,
Geh. Reg.-Rat Professor Dr. Wachsmuth, Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 4,
Professor Kurt Wegener, Hamburg-Groß-Borstel, Warnecker Weg 15.

Nach § 18 der Statuten kamen als Behördenvertreter das »Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen« und das »Reichspostministerium« in Betracht. An diese beiden Behörden sollen Schreiben gerichtet werden mit der Bitte um Namhaftmachung eines Vertreters[1]).

Dringender Appell der W. G. L. an alle Behörden und Industriewerke zwecks Verfügungstellung ausreichender Mittel für wissenschaftliche Untersuchungen.

Professor Linke: Meine Herren! Ich bitte, noch einige wenige Worte über eine wichtige Angelegenheit hier vortragen zu dürfen. Der Herr Vorsitzende hat heute morgen in seinem Bericht hervorgehoben, in welcher außerordentlich schweren Wirtschaftslage sich Deutschland befindet, eine Wirtschaftslage, die sich auf alle Berufszweige und auf alle Gebiete erstreckt; aber es kann keiner Frage unterliegen, und diejenigen Herren, die in wissenschaftlichen Instituten arbeiten, wissen es am besten, daß am allerschwersten von der Wirtschaftslage Deutschlands, von der Verarmung Deutschlands die wissenschaftlichen Institute getroffen werden, deren Mittel mit der Geldknappheit nicht gewachsen sind. Während die Arbeiter und auch teilweise die Angestellten in ihren Bezügen erhöht worden sind, sind die Mittel, die den Instituten zur Verfügung stehen, genau dieselben geblieben, wie vor dem Kriege. Sie können sich denken, daß das für den wissenschaftlichen Betrieb und für die wissenschaftliche Forschung eine Katastrophe bedeutet, und Gelehrte — ich erinnere an Geheimrat Abderhalden — sind in einem Aufrufe hervorgetreten, um diese drohende Katastrophe für die deutsche Wissenschaft zu verhindern. Ich meine, es muß Aufgabe unserer Wissenschaftlichen Gesellschaft sein, auch unsererseits unsere Stimme zu erheben, hierauf hinzuweisen und zu verhindern, daß gerade dieser wichtige Lebensnerv Deutschlands getroffen wird. Ich möchte Ihnen vorschlagen, folgender Entschließung zuzustimmen und sie als Entschließung der Wissenschaftlichen Gesellschaft der Presse und den Behörden zugehen zu lassen:

[1]) Inzwischen sind vom Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen Herr Geh. Reg.-Rat Professor Dr.-Ing. Bendemann und vom Reichspostministerium Herr Postrat Thilo namhaft gemacht worden. Die Geschäftsstelle.

»In Anbetracht dessen, daß der hohe Stand deutscher Wissenschaft viel dazu beitragen wird, uns die Achtung und Anerkennung der Welt zu erhalten, sowie den wirtschaftlichen Aufschwung zu erleichtern, in Anbetracht ferner dessen, daß zur Aufrechterhaltung des jetzigen Standes der wissenschaftlichen Forschung in erster Linie Persönlichkeiten und wissenschaftlicher Geist erforderlich sind, richtet die W. G. L. den dringenden Appell an alle Behörden und Industriewerke, sich durch die Verarmung Deutschlands nicht abhalten zu lassen, auch weiterhin ausreichende Mittel für wissenschaftliche Untersuchungen zur Verfügung zu stellen.« (Beifall.)

Vorsitzender: Meine Herren! Ich kann diesen Antrag nur aufs wärmste befürworten. Der Zustand ist wirklich sehr besorgniserregend. Es werden unseren Gelehrten an den Hochschulen vom neutralen Ausland weitgehende und sehr verlockende Anerbietungen gemacht, zu ihnen hinüberzuziehen, und ich weiß, die Unterrichtsverwaltung hat die größten Schwierigkeiten, diese Differenzen zu überbrücken und dafür zu sorgen, daß diese Gelehrten uns im Lande erhalten bleiben. Ich kann Ihnen mitteilen, daß diese Notlage bei den großen Instituten, speziell bei denen, die zur Förderung der Chemie dienen, so groß ist, daß die chemische Industrie im letzten Winter einen Betrag von M. 15 Mill. gesammelt und der Unterrichtsverwaltung zur Verwendung unter ihrer Mitwirkung zur Verfügung gestellt hat, um diesen katastrophalen Zustand, in den wir gekommen sind, wenigstens was die chemische Wissenschaft und unseren höheren Unterricht darin anlangt, zu beseitigen.

Also ich bitte Sie, dem Antrage, den ich aufs wärmste begrüße und für den ich besonderen Dank abstatte, einstimmig zuzustimmen. — Das ist der Fall. Meine Herren! Wir werden entsprechend verfahren und für die weitere Verbreitung Sorge tragen.

Das Wort wird nicht weiter gewünscht. Dann können wir jetzt, glaube ich, zu dem wissenschaftlichen Teil als dem Hauptteil unserer Arbeit kommen.

VORTRÄGE DER V. ORDENTLICHEN MITGLIEDERVERSAMMLUNG

I. Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues.

Vorgetragen von **H. Junkers.**

Der Vortrag des Herrn Professor Junkers über »Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues« wird voraussichtlich in einem der nächsten Beihefte folgen; da das Manuskript nicht rechtzeitig eingegangen ist, mußte seine Wiedergabe hier unterbleiben.

II. Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr.

Vorgetragen von **A. Baumann.**

Was ist unter Riesenflugzeug zu verstehen? — Vor fünf Jahren bezeichnete man eine Maschine mit 400 PS als Riesenflugzeug, heute ist man geneigt, die Grenze auf 1000 PS zu setzen, in weiteren fünf Jahren vielleicht auf 5000 PS. Es wäre am Platze, sich darüber schlüssig zu werden, was das Kennzeichen eines Riesenflugzeuges sein soll.

Im Wort Riesenflugzeug liegt an sich nur, daß es sich um ein Flugzeug handelt, dessen Abmessungen das übliche Ausmaß übersteigen, also außergewöhnlich sind. Was gestern außergewöhnlich war, kann aber morgen das übliche sein. Im Flugzeugbau sind die Riesenflugzeuge schon heute keine so außergewöhnliche Erscheinung mehr, daß ihre Benennung noch Berechtigung hätte. Man pflegt einen Gegenstand, den man jeden Tag in mehr oder weniger beliebiger Zahl sehen kann und der jeden Tag durch einen anderen gleicher Gattung von noch größeren Abmessungen übertroffen werden kann, nicht als riesig zu bezeichnen. Daraus folgt, daß die Benennung Riesenflugzeug als Typenbezeichnung eigentlich ungeeignet ist.

Demgegenüber könnte man folgende Einteilung vorschlagen:

Kleinflugzeug ist ein Flugzeug mit einem Motor und Raum für eine bis drei Personen.

Mittlere Flugzeuge sind solche für drei und mehr Personen bei beliebiger Motorstärke, bei denen die Insassen des Flugzeuges an ihrem Sitz verharren bzw. bei denen ein bequemer Verkehr innerhalb des Raumes für die Insassen nicht möglich ist und bei denen die Motoren ohne Wartung sind.

Großflugzeuge — bisher Riesenflugzeuge — sind Flugzeuge für sieben und mehr Personen, bei denen innerhalb des Passagierraumes ein freier Verkehr möglich ist und bei denen die Motoren unter Wartung stehen.

Die Möglichkeit des freien Verkehrs ebenso wie die Forderung der Motorenwartung bedingt schon, um ohne Verschwendung durchführbar zu sein, Abmessungen, die die Abmessungen mittlerer Flugzeuge übertreffen.

Auf Flugzeuge der letzteren Art, die bisherigen Riesenflugzeuge, beziehen sich die folgenden Ausführungen.

Bekanntlich sind in den letzten fünf Jahren in Deutschland zahlreiche Flugzeuge dieser Art erbaut und mit Erfolg für Zwecke des Krieges verwendet worden. Anfänge in der gleichen Richtung sind in England, in Italien und in Amerika gemacht worden, ohne daß dort unsere Leistungen erreicht worden wären und ohne daß man im eigentlichen Riesenflugzeugbau über die Herstellung eines Riesenflugzeuges einer Gattung oder einiger weniger hinausgekommen wäre. Als Erbauerinnen solcher Flugzeuge sind bei uns zu nennen: Zeppelinwerke Staaken, vorm. Versuchsbau Gotha-Ost, Deutsche Flugzeugwerke, Siemens-Schuckert, Zeppelinwerke Lindau, Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Linke-Hofmann-Werke. Dazu kommen die Lizenznehmer der Zeppelinwerke Staaken: die Aviatik-Gesellschaft, Schütte-Lanz, Albatros-Flugzeugunternehmungen. Wie man sieht, eine sehr beträchtliche Zahl ausführender Firmen, die voneinander abweichende, durchaus eigenartige Bauarten geschaffen haben.

Ich will mich an dieser Stelle nicht damit aufhalten, eine ausführliche Beschreibung dieser verschiedenen Maschinen zu geben, sondern nur in großen Umrissen das Erreichte sowie das Charakteristische der verschiedenen Bauarten mitteilen.

Die Maschine der Zeppelinwerke Staaken besitzt bei 42,2 m Spannweite 320 m² Tragfläche. Ihre Höhe ist 6,5 m, ihre Länge über alles zirka 22 m, ihr Gewicht ist je nach Leistung und Ausrüstung 7500 bis 10000 kg, die Motorleistung stieg von Ausführung zu Ausführung von 750 auf 1000, auf 1250 PS, in der Ausführung der Aviatik-Gesellschaft auf 1500 PS. Die Nutzlast der Maschine betrug je nach Ausführung 3000 bis 4500 kg. Rechnet man Gewichtsanteile des Eigengewichts, die durch die militärische Verwendung bedingt waren, wie Bombengehäuse, Maschinengewehrstände und -Aufbauten, Sicherungen gegen Schußverletzungen usw. ab, so würde das Eigengewicht um etwa 500 kg geringer, die Nutzlast um ebenso viel höher sein. Die Maschinen erreichten in geringer Höhe durchschnittlich 130 bis 140 km Geschwindigkeit und eine Steiggeschwindigkeit von etwa 8 bis 10 Minuten für die ersten 1000 m bei einer Steighöhe von 3000 bis 3500 m.

Über den Gesamtaufbau sei nur gesagt, daß im Rumpf Benzin und Insassen, Instrumente und bei manchen Ausführungen ein Teil der Motoren untergebracht war, während die Motoren in der Hauptsache, wenn nicht ausschließlich, in zwei seitlich des Rumpfes liegenden Motorkabinen angeordnet waren, von wo sie mit Untersetzungsgetrieben, entweder einzeln oder zwei und zwei gekuppelt, die Luftschrauben antrieben. Die zwei Fahrgestelle lagen rechts und links vom Rumpf unter den Motorkabinen.

Die Maschine kennzeichnet sich so als eine Maschine mit dezentraler Motorenanlage.

Im Gegensatz dazu sind alle anderen deutschen Maschinen solcher mit zentraler Motorenanlage. Teils sind alle Motoren durch ein Getriebe miteinander gekuppelt, teils arbeiten je zwei Motoren auf je ein Getriebe, wobei dann die Getriebe und damit durch sie die Motoren untereinander gekuppelt sind, teils arbeitet jeder Motor unabhängig vom andern auf ein Getriebe für sich.

Eine Ausführung ersterer Art stellt die Maschine der A. E. G. und die Maschinen von Siemens-Schuckert und die Maschine der Linke-Hofmann-Werke dar. Eine Ausführung der letzteren Art ist die Maschine der Deutschen Flugzeug-Werke. Alle die genannten Maschinen sind in den Gewichtsverhältnissen ähnlich den Staakener Maschinen, in ihren Tragflächenabmessungen durchschnittlich etwas kleiner. Alle besitzen eine Leistung von etwa 1000 PS.

Entsprechend der Verlegung der Hauptgewichte in den Rumpf schließen bei diesen Maschinen die Fahrgestelle am Rumpf an und stützen die Propellergetriebe nur entweder durch Nebenfahrgestelle oder durch Ausleger am Fahrgestell.

Eine Mittelstellung nehmen die Maschinen der Zeppelinwerke Lindau ein; in ihrer ursprünglichsten Form waren diese Wassermaschinen zu den Maschinen mit zentraler Motorenanlage zu rechnen, indem die Motoren im Boot untergebracht waren und mit Winkelgetrieben auf Schrauben — jeder Motor besaß eine Schraube — trieben. Später jedoch wurden bei diesen und allen folgenden Maschinen die Motoren in besonderen Kabinen zwischen Boot und Tragfläche untergebracht, es arbeitete jeder Motor ohne Untersetzung direkt auf je eine Luftschraube. Da die Motoren trotzdem mehr oder weniger in Mitte der Maschine liegen, kann man im Zweifel sein, ob die Maschine zu denen mit zentraler oder zu denen mit dezentraler Motorenanlage zu rechnen sind.

Besonders zu erwähnen bleibt noch die letzte Maschine der Siemens-Schuckert-Werke, die bei zentraler Motorenanlage vier Luftschrauben mit vier Getrieben, von denen zwei miteinander gekuppelt sind, aufweist, während zum Antrieb sechs Motoren von je 300 PS dienen, so daß die Maschine über 1800 PS Motorleistung verfügt. Das Gewicht der Maschine ist 11000 kg, die Nutzlast 5300 kg. Die Maschine besitzt eine Spannweite von 48 m, eine Gesamthöhe von 8,5 m und eine Länge über alles von 24 m. Sie stellt also das größte deutsche und wohl auch das größte überhaupt bis jetzt gebaute Flugzeug dar.

Es standen sich während der bisherigen Entwicklung zentrale und dezentrale Anordnung, wenn nicht im Kampf, so doch im Wettbewerb gegenüber und es ist heute noch nicht eindeutig entschieden, welche Anordnung die der Zukunft sein wird. Jedenfalls galt bisher die Losung zentral oder dezentral als Schlagwort.

Ich halte die Meinung, daß die zentrale oder dezentrale Anordnung heute oder künftig für die Weiterentwicklung das Entscheidende sei, für verfehlt. Jede der Anordnungen hat ihre Vorzüge und Nachteile, aber auf keiner Seite kann ich so überwiegende und ausschlaggebende Vorteile erkennen, daß die eine Anordnung die andere ausschlösse; nur wenn man an eine Weiterentwicklung im Sinne einer weiteren Vergrößerung der Maschinen denkt, scheint mir diese Frage von Bedeutung zu werden.

Es scheint mir deshalb am Platze, die Vorteile und Nachteile beider Anordnungen kurz zu behandeln. Für die zentrale Motoranlage werden zwei Gesichtspunkte ins Feld geführt.

1. Eine Zusammenfassung aller Motoren an einer Welle ermöglicht ein günstiges Zusammenarbeiten und bedeutet eine Ersparung an Bedienungspersonal. Eine Verständigung zwischen Führer und Personal ist ohne weiteres möglich. Es entfallen lange unübersichtliche Rohrleitungen mitsamt den an ihnen möglichen Störungen. Man kann beliebig Personal an eine gefährdete Stelle ansetzen, ist z. B. ein Motor defekt, so kann alles, was freie Hände hat, an seiner Instandsetzung mithelfen.
2. Das Trägheitsmoment der Maschine bezogen auf ihre Längsachse wird kleiner, weil die Massen der Motoren mehr oder weniger in der Schwerlinie vereinigt sind. Infolgedessen ist die Steuerfähigkeit der Maschine um diese Achse eine bessere.

Für die dezentrale Anordnung wird geltend gemacht.

1. Das Traggerüst wird umso leichter, je mehr die zu tragenden Lasten über die Tragfläche verteilt sind. Infolgedessen muß die dezentrale Anordnung der Motoren, die eine Auseinanderziehung der Lasten bedeutet, in dieser Hinsicht günstiger sein als eine zentrale Anordnung.
2. In Rücksicht auf die Belästigung der Insassen durch Lärm, Öldämpfe und Hitze ist es erwünscht, die Motoren möglichst aus dem Rumpf zu entfernen.
3. Die Brandgefahr wird geringer, wenn man eine räumliche Trennung von Benzin und Motoren vornimmt bzw. von Motoren und Insassen.
4. Der Wirkungsgrad der Kraftanlage wird im allgemeinen ein besserer; bei einer zentralen Motorenanlage sind in der Regel zum Antrieb der Schrauben zwei Winkelgetriebe nötig, bei einer dezentralen Anordnung kann man ohne Getriebe auskommen, zum mindesten kommt man zur Herbeiführung einer Untersetzung mit einem Getriebe aus.

Zu den einzelnen Punkten wäre zu sagen:

Zweifelsohne bringt das Zusammenfassen aller Motoren an einer Stelle den Vorteil, daß die Maschinenanlage übersichtlicher und leichter instandzuhalten ist, auch kann eine Ersparnis von Bedienungspersonal mit einer solchen Anlage verbunden sein. Es ist aber doch nicht einzusehen, weshalb eine in zwei Teile (oder mehr) zerlegte Motorenanlage nicht auch soll einwandfrei instandgehalten werden können, es scheint mir das mehr eine Frage der Erziehung der Bedienungsmannschaft und Einteilung der Obliegenheiten, als eine Frage des Systems. Der Vorteil der Ersparung von Personal fällt weg, sobald ein Verkehr von einem Motoren zum anderen während des Betriebes möglich ist. Er ist umso leichter ausführbar, je größer die Maschine selbst ist. Denkt man an die heutigen Maschinen, so wird man, ob die Anlage zentral oder dezentral ist, zwei Maschinisten als nötig erachten. Eine Ersparnis an Maschinisten ist also nicht nachweisbar, es sei denn, daß man dem Maschinisten auch noch andere Arbeiten überträgt. Aber auch in diesem Falle dürfte es mehr oder weniger gleichgültig sein, ob die Maschinisten an einer Stelle vereinigt sind oder nicht. Schließlich aber kann man doch im Zweifel sein, ob es ein Vorteil ist, wenn alle freien Hände an der Instandsetzung eines Motors mithelfen. Es ist damit besonders in kritischen Momenten die Gefahr eines großen Durcheinanders gegeben, das, wenn man an ein Passagierflugzeug denkt, nicht zur Beruhigung der Insassen beitragen dürfte. Sicher ist es von Vorteil, wenn der Maschinist die Möglichkeit hat, einen zweiten oder sogar einen dritten Mann vorübergehend zu Hilfeleistungen heranzuziehen. Diese Möglichkeit ist aber bei dezentraler Motorenanlage auch gegeben. Schon heute ist ein, wenn auch nicht bequemer Verkehr zwischen den Maschinenständen möglich — es wurde, wo nötig, auch praktisch ausgeführt; daß diese Verkehrsmöglichkeit verbesserungsbedürftig ist, ist unstreitbar, der Verkehr in der Takelage eines Segelschiffs ist aber zweifelsohne gefährlicher und unbequemer. Der Zusammenfassung der Motoren an einer Stelle käme also in Hinsicht auf diesen Vorteil doch nicht die Bedeutung zu, wie man im ersten Augenblick glauben könnte.

Das Trägheitsmoment einer Maschine mit zentraler Motoranlage ist zweifelsohne kleiner als das einer sonst gleichen Maschine mit dezentraler Motoranlage. Diese Tatsache ist unbestreitbar, geht man aber daran, sie zahlenmäßig zu verfolgen, so findet man, daß das Trägheitsmoment der Tragfläche gegenüber den übrigen Teilträgheitsmomenten ausschlaggebend ist. In einem Falle ist angenähert das Trägheitsmoment einer Maschine von 45 m Spannweite rd. 80000 mkg · sec², davon sind bedingt durch die Tragfläche rd. 72000 mkg · sec², auf die dezentrale Motoranlage entfallen rd. 4000, auf alle übrigen Teile der Maschine, Fahrgestelle, Rumpf, Steuerzellen, Nutzlast demnach nochmals rd. 4000 mkg · sec², d. h. also, daß bei einer zentralen Motoranlage das Trägheitsmoment der Maschinenanlage bestenfalls 5% kleiner sein würde. 5% größere Quersteuer würden also in bezug auf die Steuerfähigkeit einen Ausgleich schaffen. Dabei ist angenommen, daß die Motoranlage in zwei Seitenkabinen untergebracht ist, die vier Meter von der Maschinenmitte abstehen. Würde man bei einer sonst gleichen Maschine allerdings die Motoren in vier Seitenkabinen unterbringen, von denen die mittleren um 4, die äußeren um 8 m von der Mitte abstehen, so würde der Trägheitsmomentanteil der Motoranlage etwa 12000 betragen, würde also 13% des Gesamtträgheitsmomentes ausmachen, wenn die Tragfläche in allen Fällen dasselbe Gewicht hätte. Nimmt man aber an, daß in diesem letzteren Fall die Tragfläche nur 10% leichter würde, als im Fall zentraler Anordnung der Motoren, so würden anstelle von 13% nur noch etwas 9% in Rechnung zu setzen sein. In jedem Falle also sind die Unterschiede nicht so, daß man von dem Einfluß der Motoranordnung auf die Größe des Maschinenträgheitsmomentes berechtigt wäre, die Entscheidung, ob man zentrale oder dezentrale Motoranlage wählt, abhängig zu machen. In jedem Falle ist durch entsprechende Bemessung der Querruder ein Ausgleich möglich, selbst wenn in einem außergewöhnlichen Fall das Trägheitsmoment der Maschine durch entsprechende Motoranlage um 50% vergrößert würde, so könnte bei einem Doppeldecker durch Anbringung von Quersteuern an der Unterfläche das größere Trägheitsmoment ausgeglichen werden.

Man muß sich bei dieser Gelegenheit fragen, ob der Größe des Maschinenträgheitsmomentes überhaupt eine ausschlaggebende Bedeutung beizumessen ist. Das Trägheitsmoment eines Riesenflugzeuges ist, ohne daß eine Änderung überhaupt möglich wäre, an sich außerordentlich groß. Das liegt in der Natur der Sache, es wird um so größer werden, je größer die Maschine überhaupt wird. Davon beeinflußt und direkt davon abhängig ist die Geschwindigkeit, mit der die Maschine auf Steuerbewegungen reagiert sowie die Geschwindigkeit, mit der sie Lagenänderungen vornimmt. Deshalb muß man von Haus aus darauf verzichten, mit Riesenflugzeugen in der Luft Tänze aufzuführen oder sie als Luftangriffswaffe gegen andere kleinere Flugzeuge auszubilden. Im Kampf mit kleinen Flug-

zeugen wird sein bester Schutz immer eine gute Armierung, u. U. Panzerung und nach hinten der von ihm erzeugte Luftwirbel sein. Als Gesichtspunkt kommt also lediglich die Flugsicherheit in Frage. Da liegen nun die Verhältnisse nicht ganz übersichtlich, insofern als über die Größe der Wirbel, mit denen die Luft in Bodennähe durchsetzt ist, nichts bekannt ist. Man kann aber wohl annehmen, daß Wirbel jeder Größe vorhanden sind oder vorhanden sein können, je nach Beschaffenheit des Geländes und je nach den sonstigen Umständen. Bei Flug in ruhiger Luft in großen Höhen ist die Größe des Trägheitsmomentes belanglos, anders ist es bei Abflug und Landung, wo sich das Flugzeug in der Zone der turbulenten Luft bewegen muß, es kommt dann auf die Größe der Luftwirbel an, denen das Flugzeug begegnet. Handelt es sich um kleine Luftwirbel in einem Ausmaß von 5 bis 10 m und kleiner, so sind sie jedenfalls auf ein Riesenflugzeug von geringerer Einwirkung als auf ein kleines Flugzeug. Es ist anzunehmen, daß dann in vielen Fällen über die Tragfläche hin mehrere solcher Wirbel gleichzeitig in Wirkung sind und sich so zum Teil gegenseitig aufheben. Am unangenehmsten dürfte es sein, wenn ein Wirbel ungefähr von der Größe der Spannweite der Maschine auftritt und mitten durchfahren wird. In diesem Fall wird ein solcher Wirbel ebenso stark auf das Flugzeug wirken, wie ein kleinerer Wirbel auf ein kleineres Flugzeug. Das entstehende Moment ist proportional der Spannweite und der Tragflächengröße, also wenn man die Tragflächengröße hinwiederum proportional dem Quadrat der Spannweite setzt, so wird das entstehende Moment proportional der dritten Potenz der Spannweite sein, gleiche Geschwindigkeiten der Flugzeuge und gleiche Winkelgeschwindigkeit der Wirbelbewegung vorausgesetzt. Das Trägheitsmoment des Flugzeuges selbst ist ungefähr proportional der vierten Potenz aus der Spannweite, demnach ergibt sich, daß die Winkelgeschwindigkeit, mit der das Flugzeug unter dem Einfluß eines Wirbels eine Drehbewegung ausführt, umgekehrt proportional der Spannweite ist. Die Riesenflugzeuge führen langsamere und damit leichter zu bekämpfende Bewegungen aus. Das stimmt mit der Erfahrung, mit dem allgemeinen Gefühl überein. Es wird aber auch weniger oft unter den Einfluß eines Luftwirbels geraten, wenigstens ist das der Eindruck, den ich durch Augenschein habe, weil Wirbel von geringerer Ausdehnung, wie vorher gesagt, wirkungslos sind. Würde man ein Riesenflugzeug sich einfach durch proportionale Vergrößerung aus einem kleinen Flugzeug entstanden denken — nicht durch proportionale Vergrößerung sämtlicher Abmessungen, sondern nur seiner äußeren Steuer- und Flügelabmessungen, wobei die Flächenbelastung und Geschwindigkeit für beide dieselbe sei, so würde sich auf gleichem Weg wie vorstehend ergeben, daß die Geschwindigkeit der durch die Steuer hervorgerufenen Drehbewegungen umgekehrt proportional der Spannweite ist.

Nach allem kann, da die willkürlichen Bewegungen des Flugzeuges langsamer eingeleitet werden und ebenso die Bewegungen unter dem Einfluß der Steuer langsamer erfolgen, in diesen langsamen Bewegungen eigentlich nichts Gefährliches erblickt werden, besonders wenn man dazunimmt, daß willkürliche Bewegungen seltener erfolgen werden.

Noch ein Umstand bedarf der Besprechung. Im Nebel oder in Wolken kann das Flugzeug vollständig aus seiner richtigen Lage herauskommen; je nach der Entfernung vom Erdboden ist dann die Geschwindigkeit, mit der das Flugzeug in seine richtige Lage gebracht werden kann, entscheidend. Das große Flugzeug wird dann unweigerlich im Nachteil sein. Deshalb ist zu fordern, daß für solche große Flugzeuge zuverlässige Instrumente vorhanden sind oder geschaffen werden, die die Lage des Flugzeuges erkennen lassen, so daß es dann bei Achtsamkeit der Führer nie in eine solche Lage kommen kann.

Dies vorausgesetzt, wird man also sagen können, daß die Frage, ob das Trägheitsmoment der Maschine durch diese oder jene Motoranordnung größer oder kleiner wird, ein Gesichtspunkt ist, der für Riesenflugzeuge keine große Bedeutung hat, also auch für die zentrale Motoranlage nicht entscheidend ins Feld geführt werden kann, ganz besonders aber dann nicht, wenn es sich nur um einen Unterschied in der Größe des Trägheitsmomentes von 5 bis 15% handelt.

Die Beantwortung dieser Frage ist auch deshalb wichtig, weil von ihr abhängt, ob man die heutigen Abmessungen der Flugzeuge in Rücksicht auf ihre Steuerbarkeit noch überschreiten darf.

Steht man unbeirrt auf dem Standpunkt, daß die Größe des Trägheitsmomentes um die Maschinenlängsachse überhaupt für die Verwendbarkeit der Maschine gleichgültig ist, so wird man, wenn man nur die Rücksicht auf geringes Tragflächengewicht im Auge hat, eine folgerichtige Ausgestaltung der dezentralen Anlage fordern müssen. Man wird also bestrebt sein müssen, sämtliche Lasten der Maschine, Nutzlasten und andere möglichst über die ganze Tragfläche zu verteilen. Man erhält dann, wenn man von den Anforderungen der Landung absieht, jedenfalls ein Gewichtsminimum, wobei dann allerdings das Trägheitsmoment etwa auf den vierfachen Betrag des Trägheitsmomentes bei zetraler Anlage steigen würde.

Bei näherem Eingehen zeigt sich aber, daß auch in diesem äußersten Fall der Erfolg nicht so ausschlaggebend ist, wie man zunächst meinen könnte. Bei zentraler Motoranlage beträgt das Tragflächengewicht etwa ein Sechstel bis ein Siebentel des Maschinengesamtgewichtes. Dabei enthält die Tragfläche schließlich auch von dem Biegungsmoment längs der Spannweite unabhängige Gewichte, die Rippen, Bespannung, Steuer usw., so daß man nur darauf hoffen kann, etwa die Hälfte des Tragflächengewichtes durch solche Maßnahmen zu sparen, d. h. also ein Zwölftel bis ein Vierzehntel des Maschinengewichtes, das sind 7 bis 8%. Dieser Prozentsatz verringert sich noch ganz bedeutend in dem Fall der üblichen dezentralen Anlage, wo die Motoren in zwei Gruppen in nicht zu großer Entfernung von der Maschinenmitte angeordnet sind, man wird sich da mit etwa 1 bis 2% Ersparnis begnügen müssen.

Daraus folgt, daß auch der für die dezentrale Motoranlage geltend gemachte Vorteil der geringeren Biegungsmomente in den Tragflächen nicht ausschlaggebend sein kann. Immerhin bleibt ein nicht wegzuleugnender, zahlenmäßig angebbarer Vorteil, der selbst den möglichen Nachteil einer Mehrbelastung durch einen weiteren Maschinisten mehr als aufwiegt.

Es war vorhin gesagt, daß von den Anforderungen der Landung zunächst abgesehen werden solle, das ist so zu verstehen, daß man in dem Fall, wo alle Lasten gleichmäßig über die Tragfläche verteilt sind, zwar jedenfalls in der Luft ein Minimum an Tragflächenbeanspruchung und Tragflächengewicht erhält, aber ebenso sicher für die Landung die denkbar ungünstigsten Verhältnisse, wenn man nicht, was aber, abgesehen von sonstigen Unmöglichkeiten beträchtliche Gewichte und Luftwiderstände bedingen würde, auch über die ganze Spannweite hin Fahrgestelle anordnen würde, oder mit der ganzen Tragfläche auf einer Wasserfläche niederginge.

In Rücksicht auf die Landung wird man immer gezwungen sein, die Lasten in einem oder in wenigen Punkten mehr oder weniger zu vereinigen. Man wird dabei, wenn man will, noch in etwas über das hinausgehen können, was die heutigen Maschinen mit dezentraler Anordnung zeigen, also die Lasten z. B. in fünf Gruppen zusammenfassen können, von denen je die beiden äußeren von einem gemeinsamen Fahrgestell aufgenommen werden, soweit es sich um Landmaschinen handelt.

Wenn also nach allem, auch der Lastenverteilung, die durch die dezentrale Motoranlage erreicht wird, keinen Ausschlag geben kann, so erscheinen mir die sonst für diese Anordnung ausgeführten Vorteile schwerwiegender. Eine räumliche Trennung der Motoren von dem Passagierraum für Verkehrsflugzeuge, die Entlastung von Geräuschen, Gerüchen und Dünsten scheint mir beachtenswert, je schließlich unentbehrlich. Auch die Verringerung der Brandgefahr hat etwas für sich, allerdings wissen wir noch nicht in allen Fällen, wodurch die Brände bei zerstörten oder beschädigten Flugzeugen entstehen, können demnach auch nicht sichere Mittel zu ihrer Verhütung angeben. Die Wahrscheinlichkeit der Vermeidung eines Brandes ist immerhin größer, wenn die Motoren vom Benzin möglichst getrennt sind. Aber auch wenn man die Forderung stellt, daß die Passagiere vom Benzin, das eben letzten Endes den Brand verursacht, getrennt sein sollen, kommt man zur dezentralen Anlage.

Was den vierten Punkt anlangt, so dürfte hier der Schwerpunkt dessen liegen, was gegen eine zentrale Anlage vorge-

bracht werden kann. Sieht man von einer solchen Anordnung ab, wie sie von den Linke-Hofmann-Werken gebaut wurde, bei der sämtliche Motoren auf eine Luftschraube arbeiten, so muß im allgemeinen der Antrieb durch zwei Kegelradgetriebe erfolgen, von denen jedes einen gewissen Arbeitsverlust bedingt. Nimmt man nur einen Verlust von 3% an, so bedeutet das eben einen Verlust an Tragkraft des Flugzeuges von 3% gegenüber der Verwendung einer Untersetzung und einen Verlust von 6% gegenüber dem bei dezentraler Anordnung möglichen Antrieb ohne Untersetzung. Da nun im allgemeinen angenommen werden kann, daß die Untersetzung, entsprechende Verhältnisse vorausgesetzt, eine Erhöhung des Wirkungsgrads bedingt, kann, streng genommen, nur mit den zuerst genannten 3% gerechnet werden. Das ist schon etwas. Sieht man von dem Fall ab, daß jeder Motor unabhängig von dem anderen eine Schraube antreibt, so macht die zentrale Anordnung weiterhin den Einbau von ein- und ausrückbaren Kuppelungen nötig, um einen Motor nach dem andern auf das Getriebe arbeiten zu lassen. Das erhöht zweifelsohne die Bequemlichkeit bei der Ingangsetzung, bedeutet aber doch ein unangenehmes Mehrgewicht.

Dem kann erwidert werden, daß sowohl die Anordnung doppelter Getriebe, wie der Einbau von Kuppelungen nicht nötig wäre, sobald man erstens jeden Motor für sich auf eine Schraube arbeiten läßt, zweitens die Motoren im Rumpf querstellt. Das gibt aber einen recht breiten Rumpf und einen schlechten Durchgang. Dem kann entgegengehalten werden, daß eine dezentrale Motoranlage zwar keinen breiten Rumpf nötig macht, aber dafür zwei Nebenrümpfe, und wenn auch Rumpf wie Nebenrümpfe so gestaltet werden können, daß ihr Luftwiderstand außerordentlich klein ist, so ist er doch eben vorhanden. Es kann auch geltend gemacht werden, daß, wenn auf der einen Seite 3% an Motorkraft verloren geht, auf der anderen das Gewicht der Motorkabinen hinzukommt. Aber einen Motorunterbau benötigt auch die zentrale Anordnung, so daß der Gewichtsunterschied fast verschwindet, und bezüglich des Raumbedarfes ist zu sagen, daß Motoren, Benzin und Menschen, ganz besonders aber Passagiere nun eben einmal ein gewisses Volumen und Raumbedürfnis haben, das befriedigt werden muß, und das, wenn man nicht alles hintereinander setzen kann, — was aber ausgeschlossen ist — gewisse Querschnitte bedingt, gleichgültig ob diese erforderlichen Querschnitte auf mehrere Körper verteilt werden oder in einem Querschnitt vereinigt sind. Wichtig ist nur, daß nicht bei der einen oder anderen Einteilung verlorener Raum entsteht, sei es, daß die Höhe an einzelnen Stellen nicht ausgenutzt werden kann, sei es, daß für Verkehrsgänge und Verbindungsschächte mehr wertvoller Platz verloren geht, als bei besserer Einteilung nötig wäre. Ordnet man z. B. die Motoren im Rumpf an, so erfordert eine gute Wartungsmöglichkeit, daß der Motorenraum Mannshöhe hat, während die Motoren eine geringere Höhe haben können, der Raum über den Motoren ist dann verlorener Raum. In dieser Hinsicht z. B. dürfte eine Anordnung mit quergestellten Motoren ungünstig werden. Hält man sich diese Umstände vor Augen, so wird eine günstige Lösung im allgemeinen bei dezentraler Anordnung leichter möglich sein, als bei zentraler, wenigstens haben alle bisher gebauten Maschinen mit zentraler Anordnung in dieser Hinsicht Schwierigkeiten gehabt. Diese werden noch größer, wenn es sich um Verkehrsflugzeuge handelt, bei denen man auf bequemen Durchgang innerhalb des Flugzeuges mehr Wert legen wird und muß, als bei einem Kriegsflugzeug.

Faßt man zusammen, so ergeben sich eigentlich nur zwei Gesichtspunkte, die unwiderlegliche Vorteile darstellen, erstens Gewichtsersparnis für die Tragfläche, zweitens Gewichts- und Leistungsersparnisse für die Getriebe. Beide sprechen zugunsten der dezentralen Anordnung. Beide Vorteile sind aber doch so unbedeutend, daß sie eine vorgefaßte Vorliebe für die zentrale Anordnung kaum dürften ins Wanken bringen. Jch komme deshalb nach Darlegung alles Für und Wider auf das eingangs Gesagte zurück, für die künftige Weiterentwicklung dürften die Schlagworte zentrale oder dezentrale Anordnung für sich allein nicht die Bedeutung haben, die man ihnen lange Zeit beilegte, wenn nicht noch andere Gesichtspunkte hinzukommen, die in Verbindung mit der einen oder der anderen Ausführung zusammen eine Wendung herbeiführen.

Eine solche Wendung kann eintreten, wenn man in bezug auf die Ausbildung des Flügelwerks die heute meist übliche Bauart, d. i. die eines normalen Doppeldeckers verläßt. Wie im vorstehenden ausgeführt, sind große Gewichts- oder Leistungsersparnisse durch die eine oder andere Maßnahme nicht zu erwarten. An dem Tragflächengewicht, dem Rumpfgewicht usw. werden große Ersparnisse auf die eine oder andere Art nicht zu erzielen sein, solange man bei dem üblichen Aufbau bleibt. Es soll damit nicht gesagt sein, daß nicht hier oder dort 100 kg oder einige Hundert gespart werden könnten, aber eine solche Ersparnis wird dann immer auch bei einer anderen Maschine auf eine oder andere Art auch gemacht werden können. So kann z. B. sein, daß irgendeine noch nicht vorhandene oder vorhandene Maschine einen kürzeren Rumpf, ein kleineres Steuer usw. hat und damit leichter wird als eine andere. Würde man die andere dann auch mit solchen Steuern versehen, so würde ein Ausgleich eintreten. Es könnte sein, daß ein Vorteil erreicht wird durch Verwendung besonders geeigneter oder ausgesuchter Baustoffe usw., ohne daß an dem System als solchem etwas geändert würde. Hierher würde auch gehören, daß eine Maschine mit verhältnismäßig kleiner Tragfläche und dementsprechend großer Geschwindigkeit gebaut würde, die dann infolge ihrer großen Geschwindigkeit auf Untersetzungen verzichten könnte. Als solches Beispiel führe ich die Dornier-Maschinen an. Infolge dieser Maßnahmen wird sie verhältnismäßig leicht, aber ebenso weit käme man mit Maschinen anderer Bauart, bei der dieselben Maßnahmen angewendet werden. Es frägt sich dabei nur, bei welcher Geschwindigkeit man die Grenze des Vorteils erreicht hat, d. h. bei welchen Verhältnissen man brauchbare Ergebnisse erzielt. Das wird der Fall sein, wenn man bei möglichst großer Fluggeschwindigkeit noch eine wirtschaftlich ausreichende Nutzlast über eine genügend große Strecke zu befördern in der Lage ist. Es ist demnach nicht rechnungsmäßig zu beweisen, daß man das beste erreicht hat — es wird das zum Teil Gefühlssache sein, zum Teil von dem Mehrpreis abhängen, den man für eine schnellere Fahrt erzielen kann — außerdem aber auch von den Gestehungskosten eines solchen Flugzeuges abhängen. Es werden also viele Umstände zu berücksichtigen und zu kennen sein, ehe man die Zweckmäßigkeit einer solchen Maßnahme beurteilen kann.

Maßnahmen jedoch, die im Gegensatz zu den genannten zu von Grund aus neuen Verhältnissen führen können, sind die, die sich aus den Bestrebungen ergeben, die toten Widerstände auf ein Mindestmaß zurückzuführen. Bestrebungen dieser Art sind letzten Endes nicht neu, wenn sie auch erst in verhältnismäßig kurzer Zeit sich durchgesetzt haben und zu praktischen Ergebnissen führten.

Ich selbst habe schon 1913 eine Taube mit freitragenden Flügeln aus Chromnickelstahlrohren konstruiert und durchgerechnet, auch die nötigen Festigkeitsproben vornehmen lassen, es kam aber nicht zur Ausführung. Von anderer Seite lagen vielleicht ähnliche Pläne vor.

Systematisch und weit ausholend wurde die Frage bekanntlich von Professor Junkers, wohl schon vor 1913 beginnend, untersucht. Es steht heute fest, daß freitragende Flügel mit mäßigem Gewicht zu bauen möglich sind, wenn man zur Verwendung dicker Profile übergeht.

Solche dicke Profile sind von Junkers und von der Göttinger Versuchsanstalt in großer Zahl untersucht. Sie ergeben im allgemeinen etwas größere Widerstände als dünnere Profile bei gleichem Auftrieb, aber doch nicht in dem Maße, daß die Ersparnis an toten Widerständen dadurch ausgeglichen wäre. Auf diesem Weg ist also eine positive Leistungsersparnis möglich und damit eine Erhöhung der Tragkraft oder der Geschwindigkeit oder beider. Solche Maschinen als Riesenflugzeuge gebaut, besitzen so dicke Flächen, daß es das gegebene ist, in ihnen die Motoren unterzubringen und Verbindungsgänge von einem Motorstand zum anderen; damit bekommt man aber eine dezentrale Motoranlage. Wenn ich also der Meinung bin, daß in Rücksicht auf die bis heute ausgeführten Maschinen zentrale und dezentrale Motoranlage im großen und ganzen einigermaßen gleichwertig sind, glaube ich, daß in Zusammenhang mit freitragenden Tragflächen die dezentrale Motoranlage die Anordnung der Zukunft ist.

Solche freitragende Tragflächen können in der verschiedensten Weise ausgebildet werden, in Holz und in Eisen. Wir haben seinerzeit in Staaken Versuchsflugzeuge kleinen Ausmaßes mit Holzflächen und solche mit Metallflächen ausgeführt, und ebenso kann das für größere Flächen geschehen. Es soll an dieser Stelle nicht der Versuch gemacht werden, zu untersuchen, ob Metall- oder Holzkonstruktion das Richtige oder das Bessere sei. Es ist das eine Frage, die durch Meinungsaustausch schlechterdings nicht gelöst werden kann. Ich sehe das in erster Linie an als eine wirtschaftliche Frage, bei der nur die Erfahrung entscheiden kann. Die vornehmlichsten Gesichtspunkte dabei sind: Wie teuer wird eine Konstruktion der einen oder anderen Art und lohnt sich ein höherer Preis in Rücksicht auf die größere Lebensdauer in ungestörtem, üblichen Betrieb? Wird der Betrieb nicht zu oft gestört durch Bruch und Notlandungen, als daß die größere Lebensdauer sich geltend machen könnte?

Sicher, daß diese Frage im Wasserflugzeugbau noch eine größere Rolle spielt als im Bau von Landflugzeugen. Es kann sein, daß dort diese Verhältnisse eine Entscheidung leichter machen. Zweifelohne ist Holz im Wasser und Feuchtigkeit nicht allzu dauerhaft, und sicher ist ein Metallflugzeug da im Vorteil, besonders ein nicht rostendes Duralumin-Flugzeug.

Um die Vorteile der freitragenden Flächen voll auszunützen und auch in Rücksicht auf eine leichte Herstellung solcher Flächen wird man für sie große Geschwindigkeiten anstreben. Dadurch wird die Landung schwieriger. Nun ist das Fahrgestell unserer Riesenflugzeuge vielleicht derjenige Gegenstand, der einer voll befriedigenden Lösung noch am fernsten ist. In diesem Zusammenhang treten wieder, wie eben, die Land- und Wasserflugzeuge in Gegensatz.

Fürs erste schienen die Schlagworte »Land- oder Wassermaschinen« für die künftige Entwicklung von größerer Bedeutung, obwohl bisher von einem Widerstreit in dieser Hinsicht kaum die Rede war. Es ist aber doch eine Frage, die ernsthafter Erörterung wert ist. Die Verhältnisse liegen so, daß ganz allgemein die heutigen Fahrgestelle der Riesenflugzeuge so recht nicht befriedigen. Sie tun das wohl in bezug auf Festigkeit, Zuverlässigkeit und Brauchbarkeit, nicht aber in konstruktiver und aerodynamischer Hinsicht. Und sie werden das umso weniger tun, umso mehr sich etwa die Maschinen noch vergrößern sollten.

Die Schwierigkeiten sind darin begründet, daß man verhältnismäßig sehr bedeutende Lasten auf wenige Räder verteilen muß. Man wird kaum über vier Radstellen hinausgehen können, dabei ist mit einer nicht befestigten Unterlage für die Räder zu rechnen. Die Folge ist, daß die bisher verwendeten Räder eigentlich mehr das Aussehen von Walzen hatten, indem man bis zu vier Rädern nebeneinander steckt und sie zusammen als ein Rad wirken ließ. Eine solche Anordnung ist zweifelsohne ein schlimmer Notbehelf, aber zwei und drei Räder nebeneinander anzuordnen, läßt sich bis heute kaum umgehen. Solche Walzen haben aber, abgesehen von ihrem bedeutendem Gewicht, einen großen Luftwiderstand. Besser und für die Zukunft mehr erfolgversprechend wäre es, größere Raddurchmesser anzustreben als das bisher geschah; es besteht die Befürchtung, daß so große Räder schwer oder wenig standfest bleiben. Jedenfalls wachsen die Konstruktionsschwierigkeiten mit der Größe der Raddurchmesser, ganz besonders, wenn das größere Rad auch größere Lasten tragen soll, wie das nötig sein würde. Diese Schwierigkeiten dürften der unbegrenzten Vergrößerung von Landriesenflugzeugen vorläufig eine Grenze ziehen. Die Vergrößerung der Raddurchmesser wird gelingen. Ich erinnere an die Räder der Linke-Hofmann-Werke. Es werden aber mit Vergrößerung der Räder die Maschinen immer höher und die Fahrgestelle notwendig schwerer, beides ist unerwünscht, besonders wenn es sich um schnelle Maschinen handelt. Es wird auf diesem Weg nur erreicht, daß die Flugzeuge heutiger Abmessungen einwandfreie Räder bekommen. Würden die Gewichte gegenüber heute verdoppelt, so stünde man wieder vor denselben Schwierigkeiten. Man kann daran denken, zu der Lösung von Sikorski zurückzukehren und die Räder in zwei Reihen hintereinander anzuordnen. Man kann dann die doppelte Zahl der Räder unterbringen. Allerdings wird dann bei Abflug und Landung die Maschine nur auf der einen Radreihe ruhen können. In diesem Fall wird ja aber schon ein Teil des Gewichtes auf den Tragflächen ruhen. Immerhin werden in Rücksicht darauf die hinteren Räder verhältnismäßig kräftig sein müssen. Abgesehen von sonstigem wird aber eine solche Anordnung den Übelstand eines großen Auslaufes haben, wenn man nicht die weitere Komplikation von wirksamen Bremsen in Kauf nimmt. Kurzum, man hat mit mannigfachen Schwierigkeiten aller Art zu rechnen, deren Überwindung nicht im ersten Anlauf gelingen wird. Alle diese Schwierigkeiten werden gegenstandslos, wenn man festsetzt, eine weitere Vergrößerung bedingt die Aufgabe der Landmaschine zugunsten der Wassermaschine.

Eine Wassermaschine kann nur auf dem Wasser landen. Ein Riesenflugzeug mit guter Aussicht auf Fortsetzung der Reise nur auf einem vorbereiteten Flugplatz. Sind heute oder in absehbarer Zeit über das Land verteilt mehr Flugplätze, oder mehr geeignete Wasserflächen, je nachdem wäre ein Wasserflugzeug für Reisen auch über Land einem Landflugzeug vorzuziehen. Allerdings kann man dann immer noch die Frage stellen, was für Aussichten bestehen, wenn eine Wasserfläche oder ein Flugplatz doch nicht mehr erreicht werden kann, für die eine oder andere Flugzeugart. Bei dem Landflugzeug besteht dann immer noch die Möglichkeit, ja in vielen Fällen die Wahrscheinlichkeit einer glatten Landung und die Möglichkeit eines späteren, wenn auch vielleicht nicht billigen Abflugs mit eigener Kraft. Ein Wasserflugzeug dürfte in jedem solchen Fall unter allen Umständen verloren sein, wenn auch nicht unter allen Umständen die Insassen zu Schaden kommen zu brauchen.

Sieht man von besonders günstigen Gegenden ab, so wird man im allgemeinen ein Wasserflugzeug eben an der See oder zum Fliegen über See, ein Landflugzeug zu Flügen über Land verwenden. Der Ausweg, größere Maschinen nur als Wassermaschinen zu bauen, hieße die Schwierigkeiten umgehen, aber nicht überwinden.

Etwas anderes freilich wäre es, wenn es sich herausstellen würde, daß eine Vergrößerung über das heutige Maß hinaus für Landflugzeuge bei den heutigen Bedürfnissen und Verhältnisse unzweckmäßig wäre, für Wasserflugzeuge aber in Frage käme. Um diese Frage beurteilen zu können, ist zweierlei zu überlegen:

1. Was läßt eine weitere Vergrößerung erreichen und erhoffen?
2. Welche Verwendungsmöglichkeiten bieten sich heute und in Zukunft dem Riesenflugzeug?

Je weiter die Vergrößerung der Flugzeuge getrieben wird, umso mehr tritt das Gewicht von Bedienungseinrichtungen und Bedienungspersonal gegenüber dem sonstigen Nutzgewicht zurück, das hat einen gewissen praktischen Wert, aber keinen allzu großen. Einen unleugbaren Wert hat es aber nur für Aufstellung von Höchstleistungen im sportlichen Sinne. Man kann im Grenzfall das gesamte verfügbare Gewicht zur Erreichung einer größten Flugstrecke in Benzin umsetzen usw. Das sind aber keine ernsthaften Ziele, derentwegen man etwa eine 10000 PS-Maschine zu bauen unternehmen würde. Auch für kriegerische Zwecke können solche Maschinen und solche Gesichtspunkte eine gewisse Bedeutung haben.

Wir wollen hier aber nur die Verwendung des Riesenflugzeuges für Friedenszwecke erörtern. Es ergäbe sich also, daß keinesfalls eine Vergrößerung das Verhältnis von Maschinengewicht zu Nutzlast verbessern würde, höchstens, daß man trotz der entgegenstehenden Schwierigkeiten erreichen könnte, dieses Verhältnis im großen und ganzen trotz der Vergrößerung aufrecht zu erhalten. Darin liegt dann, daß man mit der Vergrößerung bestenfalls etwa proportional mehr Passagiere oder Güter bei gleicher Flugzeit befördern könnte oder dieselbe Personenzahl über eine etwas größere Flugzeit. Dabei werden die Flugzeiten nicht so überwältigend große sein, wie man wohl wünschen möchte. Die Größe der Flugstrecken wird sich dann aus der erreichten Geschwindigkeit ergeben.

Die folgende Beziehung möge in diese Zusammenhänge Einblick gewähren, ohne auf irgendwelche Genauigkeit oder mathematische Schärfe Anspruch machen zu können.

Ist für eine vollständige Maschine vom Gesamtgewicht G das Verhältnis von Rücktrieb zu Auftrieb $1:g$ und N die Leistung der Maschine in PS, η der Schraubenwirkungsgrad, V die Geschwindigkeit in km pro Stunde, so ist

$$G = \frac{270 \cdot N \cdot \eta}{V} g \qquad 1)$$

Man kann G in Einzelgewichte zerlegen und zwar in

1. das Gewicht des Flugwerks G_f,
2. das Motorgewicht G_m,
3. das Betriebsmittelgewicht G_b,
4. das Passagiergewicht G_p,
5. das Fahrwerkgewicht G_r.

Das Gewicht des Flugwerks wird mehr oder weniger proportional dem Gesamtgewicht und umgekehrt proportional dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit sein, also:

$$G_f = \frac{G}{V^2} f$$

Das Motorgewicht einschließlich Kühler, Leitungen, Motorlagerung einschließlich dem Gewicht der Bedienungsmannschaft wird proportional der Leistung N sein, also:

$$G_m = m \cdot N.$$

Das Betriebsmittelgewicht einschließlich dem Gewicht der Gefäße und deren Lagerung ist proportional der Motorleistung N und der Flugzeit Z, also:

$$G_b = b \cdot N \cdot Z.$$

Das Passagiergewicht setzt sich aus zwei Teilen zusammen:

a) dem Gewicht P der Passagiere selbst,

b) dem Gewicht s, das für Sitzgelegenheit und Passagierraum aufzuwenden ist, die selbst wieder proportional dem Passagiergewicht sein werden, so daß

$$G_p = P\,(1 + s)$$

gesetzt werden kann.

Das Fahrwerk schließlich wird ein Gewicht haben, das mehr oder weniger proportional dem Gesamtgewicht ist, also

$$G_r = G \cdot r,$$

somit erhält man:

$$G = G\,\frac{f}{V^2} + m\,N + b\,z\,N + P\,(1 + s) + G\,r$$

durch Einsetzen in (1) und Umformen erhält man so:

$$P\,V = \frac{N}{1 + s}\left(270\,\eta\,g\,\left(1 - r - \frac{f}{V}\right) - m\,V - b\,S\right) \quad . \; . \; . \; 2)$$

worin $S = VZ$ die Flugstrecke bedeutet.

Man wird im allgemeinen setzen können für:

$s = 0{,}3$,
$r = 0{,}07$,
$f = 4000\ m^2/s^2$,
$m = 2{,}75$ kg pro PS,
$b = 0{,}275$ kg pro PS pro Stunde.

Damit wird (2):

$$P\,V = \frac{N}{1{,}3}\left(270\,\eta\,g\,\left(0{,}93 - \frac{4000}{V^2}\right) - 2{,}75\,V - 0{,}275\,S\right) \quad . \; 3)$$

Die größte erreichbare Flugstrecke ist jedenfalls gegeben, wenn $P = 0$ ist, also alle verfügbare Last in Betriebsmitteln besteht, dann ist der Klammerausdruck auch 0 und man kann für verschiedene Werte V die erreichbare Flugstrecke S rechnen.

Für die bisherigen deutschen Maschinen war g durchschnittlich etwa 7,5. Nimmt man an, daß η mit zunehmender Geschwindigkeit besser wird, etwa derart, daß für:

$V = 100 \quad 110 \quad 120 \quad 150 \quad 200$ km pro Std.,
$\eta = 0{,}7 \quad 0{,}71 \quad 0{,}71 \quad 0{,}725 \quad 0{,}75$ wird.

so erhält man für S die Werte:

$S = 1740 \quad 2060 \quad 2080 \quad 2400 \quad 2490$ km.

Diese Werte sind unabhängig von N, d. h. man wird durch Vergrößerung der Maschinenleistung bei gleichzeitiger Vergrößerung der Maschine nicht hoffen können, das Ergebnis zu verbessern. Etwas anderes ist es, wenn man durch Vergrößerung der Leistung die Geschwindigkeit der Maschine verbessert.

Das Ergebnis selbst ist, wie schon gesagt, nicht unumstößlich genau, man wird durch konstruktive Maßnahmen den einen oder anderen der Koeffizienten verkleinern können, so erhält man z. B. mit $b = 0{,}26$, $r = 0{,}05$, $f = 3500$ für S folgende Zahlen:

$S = 2200 \quad 2900 \quad 2930$ km (bei $V = 100$, 150 und 200 km/h),

aber man ändert im großen und ganzen doch nichts an der Tatsache, daß die Flugstrecke begrenzt ist.

Wenn man durch Ersparnis an toten Widerständen, also durch Anwendung verspannungsloser Tragflächen g von 7,5 beispielsweise auf 10 erhöht, so ergibt sich bei sonstiger Beibehaltung der ersten Zahlen für

$S = 2640 \quad 3800 \quad 4150$ km.

Das Bemerkenswerte ist, daß diese Verbesserung des Tragwerks um 30% eine Verbesserung der größten Flugstrecke um 50 bis 60% ergibt. Bei allen Rechnungen zeigt sich, daß die Ergebnisse um so besser werden, je schneller die Maschinen sind, wobei nicht auf die Landungsschwierigkeiten hingewiesen zu werden braucht.

Anderseits würde man mit $N = 1000$ PS, $S = 500$ km und 20% Betriebsstoffreserve, $g = 7{,}5$ folgende Passagiergewichte erhalten (immer bei den Geschwindigkeitsstufen von 100, 150 und 200 km/h):

$P =$	2300	2700	2100	kg entsprechend
	(1800)	(2200)	(1600)	
	27	32	25	Personen einschl. des
	(21)	(26)	(19)	Führerpersonals.

Wird die Flugstrecke verdoppelt, so ergäben sich die Passagierzahlen:

13	22	17	Personen,
(7)	(16)	(11)	

Bei einer Flugstrecke von 1400 km bei 20% Betriebsstoffreserve erhielte man:

0	15	12	Personen,
(—6)	(9)	(6)	

Die Personenzahlen sind durchweg etwas hoch. Es rührt das daher, daß in der Formel konstante Gewichte der Flugzeugausrüstung nicht berücksichtigt sind, die nunmehr in den Passagiergewichten mit enthalten sind. Berücksichtigt man sie mit 500 kg, so erhält man die Klammerwerte.

Die vorerrechneten Zahlen werden im großen und ganzen durch die Tabelle bestätigt, die für die Erzeugnisse der Zeppelinwerke Staaken Nutzlasten und Reichweite angeben.

Größte Flugstrecken für Kriegs-R-Flugzeuge der Zeppelin-Werke, Staaken.

Baujahr	Masch. Nr.	Motoren		Erreichtes Vollgewicht	Denkbares Vollgewicht		Leergewicht	Herausnehmbarste Kriegseinbauten	Höchste Zuladung	Besatzung	Betriebsstoffladung	Betriebsstoffverbrauch pro Std.		Reichweite in Stunden	Geschwindigkeit	Reichweite in km
		Fabrikat	Leistung	kg	kg	kg/PS					kg	pro PS	f. d. Flugzeug		km/Std.	
1914/15	1	Maybach	750	9000	9800	13,1	6500	300	3600	300	3300	230	172	19,2	110	2110
1915	2	Maybach	750	9500	9800	13,1	6500	300	3600	300	3300	230	172	19,2	110	2110
1916	1 Ersatz	Maybach	1200	12200	14500	12,2	9200	500	5800	400	5400	230	276	19,6	120	2350
1916	3	Mercedes	1020	11600	13000	12,8	8600	400	4800	400	4400	260	265	19,6	120	1990
1916	4	Benz	1200	12800	14500	12,2	9600	400	5300	400	4900	260	312	15,8	120	1900
1916	5	Maybach überkompr.	1225	13900	15500	12,7	9600	500	6400	400	6000	230	276	21,8	125	2730
1917	6	Mercedes	1040	11400	13300	12,8	8200	500	5700	400	5300	260	270	19,6	120	2360
1917	9	Maybach überkompr.	980	11400	13000	13,2	8200	500	5400	400	5000	230	225	22,3	125	2780
1917	10	Mercedes	1040	12500	13300	12,8	9000	500	4800	400	4400	260	270	16,3	120	1960
1918	14	Maybach überkompr.	1225	14800	15500	12,7	10200	600	5900	400	5500	230	276	20,0	115	2300
1918	20	Mercedes	1040	12875	13300	12,8	9300	600	4600	400	4200	260	270	15,6	120	1870
1918	34	Maybach überkompr.	1225	14250	15500	12,7	10000	500	6000	400	5600	230	276	20,4	120	2400

Eine Verdoppelung der Leistungen würde eine Verdoppelung der Passagierzahlen ergeben. Mit 2000 PS könnten demnach:

26	44	34 Personen
(20)	(38)	(28)

über 1000 km befördert werden mit Flugzeiten von

19 6,6 5 Stunden,

doch würden die Verhältnisse um so ungünstiger, je größer die Flugstrecken würden. Es würden schließlich, gleichgültig, wie groß die Maschine gemacht würde, nicht mehr als die früheren äußersten Strecken durchflogen werden können.

Vergleicht man die Ergebnisse für 1000 km, die man mit 1000 PS erhält, mit denen für 2000 PS, so sieht man, daß bei Verdoppelung der Leistung und Maschinengröße die Passagierzahl

2,9 2,4 2,5 mal

so groß wird.

Mit der Passagierzahl steigen aber auch die Einnahmen. Es wird also für jede Flugstrecke eine günstigste Flugzeitgröße geben, bei der der Betrieb, vorausgesetzt, daß die nötige Passagierzahl zur Verfügung steht, am lohnendsten wird.

Da der Unterschied von den konstanten Gewichten herrührt, so wird er um so mehr zurücktreten, je größer die Maschine ist und je kürzer die Flugstrecke ist.

Auf die Fluggeschwindigkeit ist, abgesehen von dem höheren Preis, den man für schnellere Fahrt erzielen kann, auch die Wirtschaftlichkeit von Einfluß; bei den angenommenen Zahlen würde die vorteilhafteste Geschwindigkeit bei 150 km pro Stunde liegen.

Wäre g, statt 7,5 zu setzen, 10, infolge Ersparnis von Widerständen, so ergäben sich bei 500 km Flugstrecke:

46	51	44 Passagiere
(40)	(45)	(38)

und bei $g = 1000$ km

33	42	38 Passagiere
(27)	(36)	(42)

das sind mehr Passagiere als zuvor durch Verdoppelung der Leistung befördert werden konnten. Man sieht, welche große Bedeutung dem Streben nach Ersparnis von Widerstand zukommt.

Aus allem folgt: eine Vergrößerung der Maschinen kann in gewissen Grenzen, unter gewissen technischen, schon erörterten Voraussetzungen, die Wirtschaftlichkeit etwas verbessern. Von größerer Wichtigkeit ist die Herabsetzung der Widerstände.

Vor allem zeigen die Zahlen, welchen Einfluß eine Erhöhung der Geschwindigkeit auf das Ergebnis hat, demzufolge die schnellere Maschine innerhalb gewisser Grenzen auch diejenige ist, die die größere Zahl von Fahrgästen befördern kann. Zum großen Teil rührt das in der vorliegenden Zusammenstellung daher, daß mit zunehmender Geschwindigkeit die Abmessungen und damit das Gewicht des Flugwerks kleiner wird. Zum andern Teil aber daher, daß mit zunehmender Geschwindigkeit die Betriebsstoffmenge zur Bewältigung einer bestimmten Flugstrecke geringer ist. In Rücksicht auf die möglichen Schwierigkeiten einer Landung von schnellen Riesenflugzeugen ist in diesem Zusammenhang der Ausweg erwägenswert, Maschinen mit mäßigen Geschwindigkeiten mit Kompressoren auszurüsten und Flughöhen aufzusuchen, in denen unter Zuhilfenahme der Kompressoren große Reisegeschwindigkeiten erzielt werden. Da aber hierbei die Reisezeit mindestens um die Zeit verlängert wird, die zum Erreichen dieser Höhen benötigt wird bzw. um den Unterschied der Steiggeschwindigkeit gegenüber der erstrebten großen Reisegeschwindigkeit, so kann eine solche Maßnahme nur für große Flugstrecken mit Aussicht auf wesentlichen Erfolg durchgeführt werden.

Auf meine Veranlassung wurde in den Zeppelin-Werken Staaken diese Frage an Hand eines bestimmten Beispiels geprüft. Über das Ergebnis der vom Dipl-Ingenieur Rohrbach durchgeführten Rechnung schreiben mir die Zeppelin-Werke folgendes:

»Die Fluggeschwindigkeiten wurden für ein bestimmtes Flugzeug mit vier Motoren nach den Ergebnissen eines Göttinger Modellversuches für verschiedene Höhen errechnet. Es wurde dabei angenommen, daß die zur Verfügung stehende Schraubenleistung sich zwischen den Flughöhen von 0 m und 8000 m nicht ändert. Der Schraubenwirkungsgrad wurde veränderlich mit der Geschwindigkeit angesetzt und sein Höchstwert = 70% gewählt. Der günstigste Schraubenwirkungsgrad wurde in der Nähe der Höchstgeschwindigkeit angenommen und liegt so, daß der gerade Ausflug mit Vollast in 500 m mit zwei Motoren gerade noch möglich ist. Die Bedingungen sind also so gewählt, daß die Geschwindigkeitszunahme mit der Höhe verhältnismäßig groß ist, und daß die Ergebnisse der Rechnung in dieser Hinsicht als oberste Grenzwerte anzusehen sind. Größere Geschwindigkeitssteigerungen als die errechneten dürften sich durch Höhenleistungsmotore also nicht erzielen lassen.

Die Angabe der französischen Zeitungen, wonach ein Bombenflugzeug von 140 km/h in 5500 m Höhe durch den Einbau eines Rateaugebläses auf 226 km/h in dieser Höhe gebracht worden sei, scheint hiernach durchaus glaubhaft. Das angenommene Flugzeug würde mit normalen überkomprimierten Maybach-Motoren in 5000 m Höhe 150 km/h machen, dagegen mit Höhenleistungsmotor 225 km/h. Nachstehend sind die Höchstgeschwindigkeiten für wagerechten Flug mit Vollast in verschiedenen Höhen angegeben:

Höhe	2000 m	4000 m	6000 m	8000 m
Höchstgeschwindigkeit in km/h	209	220	230	240

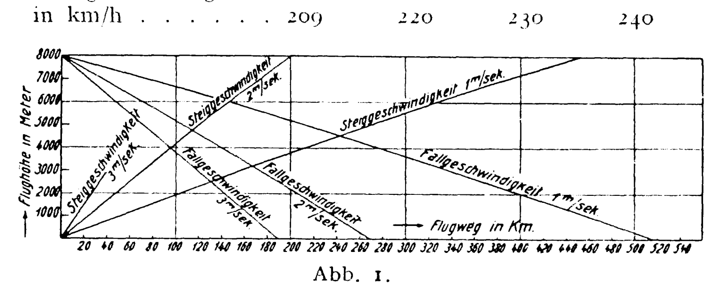


Abb. 1.

Aus dem Kurvenblatt sind die Strecken ersichtlich, welche das Flugzeug braucht, um mit Höhenleistungsmotor bei verschieden großer Steiggeschwindigkeit auf 8000 m zu klettern sowie ebenso die Strecken, welche zu einem Gleitflug aus 8000 m Höhe bei vollaufenden Motoren erforderlich sind.

Unter Benutzung der Werte dieses Kurvenblattes werden die durchschnittlichen Reisegeschwindigkeiten der Tabelle I errechnet, welche auf Flugstrecken von 500, 1000, 1500 oder 2000 km erzielt werden, wenn man zunächst auf 1000, 3000, 5000, 8000 m hinaufsteigt, um dann in diesen Höhen soweit gradaus zu fliegen, bis ein Gleitflug mit laufenden Motoren das Flugzeug gerade an sein Ziel bringt. Es ergab sich, daß es für den Wert der Durchschnittsgeschwindigkeit ganz gleichgültig ist, ob man langsam oder schnell auf die vorgesehene Höhe steigt, und ebenso, ob man flach oder steil von dort niedergleitet. Die durchschnittliche Reisegeschwindigkeit, gerechnet von dem Augenblick des Abhebens bis zum Augenblick des Aufsetzens, ist für ein gewisses Flugzeug nur abhängig von der größten Flughöhe und von der Länge der ganzen Flugstrecke. Hierbei ist allerdings völlige Windstille angenommen. Sobald man den Einfluß des Windes berücksichtigt, ergeben sich geringe Unterschiede zwischen langsamem und steilem Auf- oder Abstieg, die für Gegenwind und Mitwind entgegengesetztes Vorzeichen haben. Man erkennt aus Tabelle I, daß für kurze Strecken ein sehr hohes Steigen nur geringe Vorteile bringt. Je länger die Strecken, um so größer ist der Geschwindigkeitsgewinn, welcher durch den Aufstieg in große Höhen erzielt werden kann.

Tabelle I

Durchschnittsgeschwindigkeit für verschieden lange Reisen in verschiedenen Höhen bei Höhenleistungsbetrieb.

Flughöhe	Reiseweg in km			
m	500	1000	1500	2000
8000	214 km/Std.	223	228	231
5000	212 km/Std.	218	221	222
3000	209 km/Std.	212	214	214
1000	200 km/Std.	203	203	203

Der Luftverkehr dürfte in der Wirklichkeit einen wesentlich größeren Gewinn aus der Möglichkeit des Aufstieges in

große Höhen ziehen, als es die Tabelle I erwarten läßt. Der Grund ist folgender: Es ist bekannt, daß der Wind in großen Höhen wesentlich schneller ist als mehr in Bodennähe. Ein gut organisierter Luftverkehr wird ständig mit Nachrichten über den verhältnismäßig sehr beständigen Wind in großen Höhen (4000 bis 8000 m) zu versehen sein. Dann wird man Reisen mit dem Winde stets in großer Höhe ausführen, weil der Wind oben viel stärker ist. Durchschnittlich ist er in 6000 m etwa 15 bis 20 m/s schneller als am Boden. Bei Gegenwind wird man möglichst in Bodennähe reisen, soweit das mit Rücksicht auf eine genügende Flugsicherheit möglich ist. Denn würde man gegen den Wind in großer Höhe fliegen, so nähme zwar die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges zu, aber die reiseverlängernde Windversetzung würde dabei häufig noch schneller wachsen. Umgekehrt werden sich beim Fluge mit dem Winde hohe Eigengeschwindigkeit und günstige Windversetzung addieren. Natürlich ist die meist vorhandene Schränkung der Windrichtungen in verschiedenen Höhen bei Wahl der günstigsten Flughöhe zu berücksichtigen. Für einen Wind von 10 m/s in 1000 m und von 25 m/s in 5000 m ergeben sich die nachstehend angegebenen Verhältnisse:

1000 km Reiseweg.

Hinflug in 1000 m Höhe bei 10 m/s Gegenwind:	6 Std Reisezeit
Rückflug in 1000 m Höhe bei 10 m/s Mitwind:	4,18 Std. Reisezeit
durchschn. Reisezeit 5,9 Stunden.	
Hinflug in 1000 m Höhe bei 10 m/s Gegenwind:	6 Std. Reisezeit
Rückflug in 5000 m Höhe bei 25 m/s Mitwind:	3,25 Std. Reisezeit
durchschn. Reisezeit 4,62 Stunden.	

Die durchschnittliche Reisezeit ist hiernach für das hochfliegende Flugzeug um 10% kürzer, obwohl die Flughöhe von 5000 m noch nicht sehr erheblich ist. In vielen Gegenden werden die Flüge in der einen Richtung regelmäßig sehr hoch, die in der anderen sehr niedrig ausgeführt werden können. Der Fahrplan kann dann für die eine Richtung eine wesentlich kürzere durchschnittliche Flugzeit angeben, als für die entgegengesetzte Reiserichtung. Höhen über 5000 bis 6000 m scheinen nur für sehr weite Strecken oder bei besonders günstigen Verhältnissen der Windzunahme mit der Flughöhe in Frage zu kommen. Bis zu Höhen von 4000 bis 5000 m ist für die Motoranlage des Verkehrsflugzeuges gleichbleibende Leistung zu fordern.

Die geringe Zunahme, die die Reisegeschwindigkeit in großen Höhen gegenüber einer Höhe von 4000 bis 5000 m erfährt, Höhen wie sie auch mit überkomprimierten und dimensionierten Motoren erreicht werden können, rechtfertigt die Ansicht, daß für Verkehrsflugzeuge von der Anwendung eines Kompressors nicht mehr viel zu erwarten ist. Selbst bei einem Reiseweg von 2000 km beträgt nach der obigen Zusammenstellung der Gewinn nur noch 5%.«

Wenn man nach vorstehendem mit Riesenflugzeugen auch sehr beträchtliche Flugstrecken bewältigen kann, so darf bei der Bemessung der Flugstrecke, abgesehen von anderen Gesichtspunkten, folgendes nicht unbeachtet bleiben:

Bei der gegebenen Veranlagung der Menschen sollte, wenn man eine Verallgemeinerung des Luftverkehrs anstrebt, eine Mindestzahl von Fahrgästen nicht unterschritten werden. Nehmen nur fünf Personen an einer Fahrt teil, so werden diese fünf Personen sich unweigerlich als eine Ausnahme vorkommen, die Fahrt wird damit ganz von selbst zu etwas Außergewöhnlichem gestempelt, an dem sich nur Ausnahmemenschen beteiligen. Der einzelne fühlt sich auf sich selbst gestellt. Die Fahrt anzutreten ist ein persönlicher Entschluß. Je größer die Teilnehmerzahl, umso mehr tritt dieses Moment zurück, und ich möchte als untere Grenze, wo der Mensch sich lediglich unter seinesgleichen als Herdenmensch fühlt, auf zwanzig festsetzen. Das sollte die Mindestzahl sein. Demnach würde für 500 km Flugstrecke eine Maschine von 1000 PS im allgemeinen ausreichen, für 1000 km Flugstrecke wären größere Maschinen nötig oder Maschinen mit geringeren schädlichen Widerständen, als die bisher gebauten.

Damit ist die erste und zum Teil auch schon die zweite der zuvor aufgestellten Fragen beantwortet. Man kann einwerfen, daß, abgesehen von dem Gesichtspunkt der Gesellschaftsfahrt und der größeren Bewegungsfreiheit das alles auch mit Kleinflugzeugen erreicht werden kann. Man kann freilich schon den letzten Umstand, Möglichkeit von Gesellschaftsfahrten und Bewegungsfreiheit als ausschlaggebend ansehen, und ich selbst neige dazu. Aber auch wenn man das nicht tut, bedeutet in Rücksicht auf den Luftverkehr dies einen Fortschritt, ja es dürfte einen regelrechten Luftverkehr erst ermöglichen. Die Gründe hängen mit der Sicherheit des Flugs bzw. mit der Wahrscheinlichkeit, daß ein Flug planmäßig durchgeführt wird, zusammen.

Ich verweise hierbei auf die Wahrscheinlichkeitsrechnungen, die vom Dipl.-Ingenieur Rohrbach von den Zeppelin-Werken Staaken durchgeführt wurden und im »Flugsport« 1919, Nr. 1, veröffentlicht wurden.

Diese Arbeit ergibt die unbedingte Überlegenheit der Riesenflugzeuge in bezug auf Betriebssicherheit innerhalb der in Betracht kommenden Flugzeiten und Flugstrecken.

Es ergibt sich ferner für jede Flugstrecke eine günstigste Zahl für die Unterteilung der Motorleistung in Motoreinheiten.

Es ergibt sich so mit anderen Worten die Überlegenheit der Mehrmotorenmaschine über die Einmotorenmaschine.

Es fragt sich, ob für die Rentabilität ähnliches gesagt werden kann. Diese Frage ist nicht leicht zu beantworten, und zwar aus den verschiedensten Gründen nicht. Was einmal den Preis eines Riesenflugzeuges angeht, so können wir diesen Preis bei den heutigen unruhigen Verhältnissen kaum im voraus angeben. Es soll deshalb nur ein Vergleich aufgestellt werden:

Einem Kleinflugzeug von 150 PS für drei Personen und für eine Flugstrecke von 500 km werde ein Riesenflugzeug von 1000 PS und 500 km Flugstrecke gegenübergestellt. Das Riesenflugzeug trägt dann einschließlich drei Führern, aber ausschließlich zwei Maschinisten 25 Personen, demnach 22 Fahrgäste. Dieselbe Leistung würden 11 Flugzeuge von je 150 PS haben, also von zusammen 1650 PS. Diese 11 Flugzeuge würden 11 Führer benötigen. Es stehen sich also 11 Führer mit 1650 PS und 3 Führer und 2 Maschinisten mit 1000 PS gegenüber.

Daraus folgt, daß die reinen Betriebskosten beim Riesenflugzeug jedenfalls kleiner werden als beim Kleinflugzeug. Dasselbe dürfte für die Wartungskosten der Fall sein, aber diese Kosten geben für die Wirtschaftlichkeit nicht entfernt den Ausschlag. Ihn geben die Kosten, die entstehen,

1. durch Abnutzung der Maschinen,
2. durch Bruch der Maschinen,

hinzukommen,

3. Kosten für Gebäude, Platz, Verwaltung usw., Kosten, die entstehen für Anlagen zur Sicherung des Flugs. Diese letzten Kosten sind wiederum, wenn alles getan würde, was in dieser Hinsicht wünschenswert wäre, so groß, daß sie von dem einzelnen Unternehmer keinesfalls getragen werden können. Sie müssen deshalb auch außer Betracht gelassen werden.

Wenn man demnach die mit 1. und 2. bezeichneten Ausgaben als die größten Kosten ansieht, so müssen sie mit den gleichen Auslagen für 11 Kleinflugzeuge verglichen werden. Es ist nicht beabsichtigt, hier mehr als allgemeine Überlegungen vorzutragen. Um mehr zu sagen, fehlen schon die nötigen Erfahrungstatsachen.

Die Kosten, die durch Abnutzung hervorgerufen werden, zerfallen in vier Untergruppen, in solche, die durch Betriebsabnutzung während des Flugs hervorgerufen sind, in solche, die durch Altern im Schuppen entstehen, ferner in die Abnutzungskosten, die durch normale Landungen auf den vorgeschriebenen Flugplätzen entstehen und schließlich in solche, die durch Notlandungen bedingt sind, unter der Voraussetzung, daß die Maschine entweder davonkommt oder auch beschädigt wird, aber wieder instandgesetzt werden kann. Die Abnützung durch Landung jeder Art dürfte dabei die Hauptabnützung darstellen. Während für Groß- und Kleinflugzeug die Abnützungskosten durch Flug und Altern gleich sein dürften, ist das bezüglich der Landung kaum, bezüglich der Notlandung sicher nicht der Fall. Während bei einem Kleinflugzeug vielleicht durchschnittlich zehn Notlandungen ohne Beschädigung oder schwerere Abnützung verlaufen, wird diese Zahl beim Riesenflugzeug vielleicht auf zwei sinken.

Dem steht gegenüber die größere Betriebssicherheit des Riesenflugzeuges, seine bessere Orientierungsmöglichkeit, seine besseren Hilfsmittel, die Funkentelegraphie usw. Ein Ausgleich wäre in Zusammenhang mit den Zahlen 10 und 2 vorhanden, wenn einer Notlandung beim Riesenflugzeug fünf Notlandungen beim Kleinflugzeug entsprechen würden, wobei allerdings die Zahlen willkürlich sind. Wären aber die Flugplätze so dicht über das Land verteilt, daß das Riesenflugzeug stets mit Gewißheit infolge seiner größeren Sicherheit, wenn auch nicht den beabsichtigten fernliegenden, so doch einen vorhandenen naheliegenden Flugplatz oder auch Notflugplatz erreicht, so wäre obige Gegenüberstellung gegenstandslos. Solche Verhältnisse sind heute noch nicht vorhanden, die Zeit wird sie aber hoffentlich bringen. Diese Überlegungen zeigen, wie schwer Bestimmtes in dieser Hinsicht zu sagen ist, so lange nicht umfangreiches statistisches Material zur Hand ist. Immerhin — rege Inanspruchnahme des Flugzeuges durch Fahrgäste vorausgesetzt, und vorausgesetzt, daß Riesenflugzeuge geeigneter Bauart vorhanden sind, dürften sie bei vernünftigen Baukosten und bei einigem Glück auch in dieser Hinsicht neben den Kleinflugzeugen bestehen können, wenn nicht ihnen überlegen sein. Unter einer geeigneten Bauart ist gemeint, daß es sich nicht lediglich um ein Kriegsflugzeug handelt, das notdürftig in ein Verkehrsflugzeug umgewandelt ist. Die Zahl der Voraussetzungen ist groß und engt die ausgesprochene Zuversicht bedenklich ein! Dabei soll von einer Rentabilität gar nicht gesprochen sein, eine solche dürfte auch der Verkehr mit Kleinflugzeugen zunächst kaum aufweisen.

Die erstrebenswerten Vorbedingungen für einen Verkehr mit Riesenflugzeugen, so wie er sein sollte, sind im vorstehenden schon gestreift. Es soll über sie noch einiges gesagt werden.

Der Wert eines Riesenflugzeuges ist, von Sonderheiten abgesehen, zu groß, als daß man sie sozusagen ins Blaue hinein auf die Reise schicken könnte, wenn man sich nicht dem Vorwurf des Leichtsinns aussetzen will. Man wird also mit ihm auf festen Linien einen Verkehr anstreben müssen. Diese Linien sollten so gewählt und geprüft sein, daß man alle Möglichkeiten für Landungen und Notlandungen auf ihnen kennt. Es sollte der Führer im Ernstfall gar nicht im Zweifel sein, welchen Platz er für eine Notlandung anzusteuern hat, sondern es sollten für jeden Punkt der Reise diese Plätze schon im voraus ausgewählt und bestimmt sein. Dabei wird angenommen, wie das ja bei Riesenflugzeugen meist der Fall sein wird, daß nicht plötzlich die Notwendigkeit auftritt, sofort mit möglichster Schnelligkeit niederzugehen. Ein solcher Fall kann natürlich schließlich auch einmal eintreten, er wird aber verhältnismäßig selten sein.

Daß die Flugstrecke markiert sein sollte, für Reise bei klarem Wetter am Boden, für Reise über bedecktem Himmel durch Fesselballone oder auf ähnliche Art, so daß also alle Vorkehrungen getroffen wären, die es ermöglichen, auch bei jedem Wetter möglichst genau die Route einzuhalten, versteht sich von selbst, ebenso, daß drahtlose Verbindung mit dem Flugzeug vorhanden sein sollte. Wie diese Sicherheitsvorkehrungen im einzelnen beschaffen und bewerkstelligt werden sollen, zu erörtern, gehört nicht hierher. Angedeutet sei nur, daß Zwischen- und Notlandungsplätze mit Beleuchtung für Nacht ausgerüstet, mit Wachen für Signaldienst, für Hilfe bei Landungen usw. besetzt sein müßten. Da diese Wachen nur einen beschränkten Dienst hätten, könnten sie im Nebenamt angestellt werden. Die Kosten wären nicht so groß, als es im ersten Augenblick scheint. In diesen Forderungen liegt, daß ein aussichtsreicher und ausgedehnter Verkehr mit Riesenflugzeugen eine ziemliche Entwicklung und durchgebildete Organisation des Flugverkehrs an sich voraussetzt, wie beide bis heute noch nicht vorhanden sind. Das könnte zu der Ansicht verleiten, das ganze sei Zukunftsmusik und käme für die Gegenwart nicht in Betracht.

Würde diese Ansicht allgemein Platz greifen, so hielte ich das für verhängnisvoll. Der Verkehr mit Riesenflugzeugen wird kommen, das ist für mich gar keine Frage, und er wird sich, wie angedeutet, auf festen Routen abspielen. Es kann sich nur darum handeln, ob wir dann gerüstet sein werden. Verschließen wir uns der Notwendigkeit, in der angedeuteten Richtung etwas zu tun, so werden wir bald eingeholt und überholt sein. Wir besitzen heute noch die leistungsfähigsten Riesenflugzeuge. Es ist unumgänglich, daß wir ihnen die nötige Betätigungsmöglichkeit geben.

Es dürfte nicht unüberwindlichen Schwierigkeiten begegnen, zunächst wenigstens eine Linie in der angedeuteten Art auszubauen. Man wende nicht ein, daß uns in den nächsten Monaten nichts zu unternehmen möglich sei, daß uns die Arme gebunden seien usw. Die Arbeit, die zuvörderst zu leisten ist, ist keine Fabrikations- oder Konstruktionsarbeit, es sind auch nicht fliegerische Leistungen nötig. Die nächste Arbeit ist auf der Erde zu leisten. Man muß sich über eine, an den internationalen Verkehr anschließende, aussichtsreiche Linie schlüssig werden. Diese Linie ist sodann zu studieren, zu befahren und im einzelnen in jeder Hinsicht auszubauen und zu sichern. Kurzum, es sind alle Vorbereitungen zu treffen, die einen aussichtsreichen Luftverkehr mit Riesenflugzeugen ermöglichen.

Es kämen für Riesenflugzeuge Strecken von 500 bis 1000 km in Frage, vielleicht auch bis 1500 km. Es ist oft gesagt worden, daß solche Strecken zu durchfliegen in Rücksicht auf Zeitersparnis keinen Zweck hätte, solange es Nachtschnellzüge mit Schlafwagen gäbe. Demzufolge müßte der Schwerpunkt auf Flüge ohne feste Route gelegt werden, wo eben solche Verbindungen im allgemeinen nicht vorhanden sind. Man kann diese Dinge auch anders ansehen. Erstens wird die Zeit kommen, und das vielleicht schon bald, wo die Routen von 500 und 1000 km aneinander anschließen, man kommt von Kopenhagen in Leipzig an, um nach Zürich und Rom weiterzufliegen. Man findet bei der Ankunft an jeder der Zwischenstationen eine startbereite Maschine zum Weiterflug und steigt mit kürzestem Zeitverlust um; sodann aber, weshalb sollen, bei entsprechender Durchbildung der Strecken, Wachdienst auf den Strecken, Beleuchtungseinrichtungen auch auf Notlandeplätzen usw. nicht auch mit guter Sicherheit Flüge mit Riesenflugzeugen bei Nacht ausgeführt werden können? Kann man in einer Ncht von München nach Berlin kommen, so kommt man im andern Fall in der gleichen Nacht bis Kopenhagen.

Es kommen für die Riesenwasserflugzeuge weiter in Betracht die Flüge über See, speziell in der Ostsee und an vielen anderen Stellen.

Da die Reichweite des Flugzeuges selbst in der größeren Ausführung nach dem früheren beschränkt sein wird, liegt seine Stärke einmal in der Geschwindigkeit gegenüber anderen Beförderungsmitteln und gegenüber dem Kleinflugzeug, in der Möglichkeit von Gesellschaftsfahrten, in der Möglichkeit größerer Bewegungsfreiheit der Insassen, in der größeren Betriebssicherheit und wohl in Zukunft bei gut ausgebauten Verkehrsrouten in den geringeren Betriebskosten. Abseits von den großen Verkehrsstraßen wäre dann das Gebiet des Kleinflugzeugs.

Es war die Frage aufgeworfen worden, ob bei einer weiteren Vergrößerung der Riesenflugzeuge nicht dem Wasserflugzeug der Vorzug zu geben sei, und im Zusammenhang damit die Fragen, was eine weitere Vergrößerung verspricht, und welche Aufgaben dem Riesenflugzeug im Verkehr überhaupt zufallen.

Nachdem die letzteren Unterfragen dahin beantwortet worden sind, daß die erreichbaren Vorteile bei einer fortschreitenden Vergrößerung ständig abnehmen, wenn es sich nicht um Bezwingung ganz außergewöhnlich großer Flugstrecken handelt, so wird man zu der Erkenntnis gelangen, daß fürs erste für eine weitgehende Vergrößerung der Maschinen kein Bedürfnis vorliegt, es sei denn für Flüge über große Meeresstrecken, wo sowieso nur Wasserflugzeuge verwendbar sind. Daraus ergäbe sich also, daß eine weitgehende Vergrößerung der Flugzeuge zwar für Wasserflugzeuge nicht, aber für Landflugzeuge in Betracht kommt.

Für große Strecken steht nun dem Riesenflugzeug ein starker Wettbewerber in dem Luftschiff gegenüber. Zunächst wird das Flugzeug für sich die größere Geschwindigkeit in Anspruch nehmen, aber wir müssen doch bedenken, daß die heutigen Riesenflugzeuge die Luftschiffe an Geschwindigkeit nicht übertreffen. Und wenn heute die Luftschiffe Geschwindigkeiten von 139 km/h und mehr erreichen, scheint es mir bei weiterer Vergrößerung nicht ausgeschlossen, daß sie auch noch 150 km/h erreichen. Deshalb muß zunächst versucht werden, die Geschwindigkeit der Riesenflugzeuge zu vergrößern, denn was sonst für das Riesenflugzeug gegenüber

dem Kleinflugzeug geltend gemacht werden kann, gilt für das Luftschiff in erhöhtem Maße. Darüber hinaus vermag es das Vielfache an Last zu befördern und es ist in seiner Reichweite fast unbeschränkt.

Dem steht ein Trost — Trost für die Flugzeugerbauer — gegenüber. Zwar werden die reinen Betriebskosten des Luftschiffs im allgemeinen nicht größer sein, als die von Flugzeugen, wenn man sie auf die Zahl der beförderten Personen bezieht, ebenso auch die Anschaffungskosten, wohl aber sind die Kosten für die Hafenanlagen, wenn sie, wie strenggenommen nötig, mit Drehhallen ausgerüstet werden, für das Luftschiff so bedeutend, daß man sich wird begnügen müssen, verhältnismäßig wenige, gut verteilte solcher Hafenanlagen zu schaffen. Damit kommt man dann dahin, daß das Luftschiff in der Hauptsache den Verkehr über ganz große Strecken von etwa 1000 km an zu übernehmen hätte, während den Riesenflugzeugen die mittleren Strecken zufallen würden.

Es ist nicht zu verkennen, daß die Entwicklung der Luftschiffe im Krieg eine sehr weitgehende gewesen ist, ja in gewisser Hinsicht die Entwicklung der Flugzeuge übertroffen hat, wenn auch weniger Aufhebens davon gemacht wurde, weil der Kreis der Beteiligten, Erbauender wie Ausübender, ein kleinerer war. Beide haben ihre Daseinsberechtigung, und es wäre verkehrt, die Entwicklung des einen gegenüber der des andern zu vernachlässigen. Es muß ein Ausgleich angestrebt werden, den die Zeit vielleicht ganz von selbst bringen wird. Vorläufig stehen beide im Wettbewerb nebeneinander. In Bewältigung großer Strecken ist das Luftschiff konkurrenzlos. Hier liegt seine Stärke. Beim Flugzeug liegt sie vorläufig in der größeren Dienstbereitschaft und in der Schnelligkeit. Sie werden also bei einer weiteren Entwicklung in erster Linie zu pflegen sein. Die Zukunft wird dann zeigen, wie sich beide am vorteilhaftesten in das Arbeitsgebiet teilen.

Aussprache:

Oberingenieur Stumpf: Anknüpfend an die Worte des Herrn Professors Baumann möchte ich nicht unterlassen, darauf hinzuweisen, daß die Zukunft der Riesenflugzeuge mit ihrer Wirtschaftlichkeit steht und fällt. Der wichtigste Punkt, der die Wirtschaftlichkeit des Riesenflugzeugbetriebes bedingt, ist die Bruchgefahr bei der Landung. Ihnen allen ist ja wohl bekannt, daß unsere großen Flugzeuge im Kriege, mit zwei Fahrgestellen z. B., die Hauptverluste durch Landungen erlitten haben. Diese allerwichtigste Frage der Vernichtung der Riesenflugzeuge bei der Landung steht und fällt aber mit der Frage des Fahrgestells. Herr Professor Baumann deutete schon an, daß man heute dazu übergegangen sei, bei mehreren Fahrgestellen eine große Reihe von Rädern mit Pneumatiks zu nehmen, um die Schwierigkeit des Einsinkens in den weichen Boden zu vermeiden. Die Linke-Hofmann-Werke in Breslau haben das erkannt und sind dazu übergegangen, diese Schwierigkeit dadurch zu vermeiden, daß sie nicht die Breite der Räder vergrößert haben, sondern deren Durchmesser. Auf dem Gebiet der Radfrage liegen sehr viele Erfahrungen für das Befahren von weichem Boden vor und alle diese Erfahrungen ergeben, daß man nicht allein die Breite vergrößern darf mit wachsendem Raddruck, sondern vor allen Dingen den Durchmesser vergrößern muß. Nun kam noch weiter hinzu: Bei der Anordnung der Fahrgestelle, bei Riesenflugzeugen unter den Motoren, also rechts und links vom Rumpf, ergaben sich bei Schräglandungen, bei harten Landungen, bei zu steilen Landungen, bei schlechten Witterungsverhältnissen Stöße, die nur von einem der beiden Fahrgestelle aufgenommen wurden. Bei einem normalen Flugzeug mit nur einem Fahrgestell sind nur zwei Räder vorhanden. Landet das Flugzeug schräg auf einem einzigen Rad, so nimmt das ganze Fahrgestell den Seitenstoß auf und Brüche treten nicht so leicht ein wie bei Doppelfahrgestellen, wo das eine Fahrgestell, das den Stoß aufnehmen muß, nur halb so stark ist, als es sein müßte, um die ganze Massenbeschleunigung des Flugzeuges zu vernichten. Die Erfahrungen mit diesem einen, sagen wir einemal, Zentralfahrgestell, haben gezeigt, daß in der Tat außerordentlich schwierige Landungen möglich sind, ohne daß irgend ein Bruch des Flugzeugs eintritt. Bedingung dazu ist aber weiter, daß dieses Fahrgestell an solchen Punkten des Flugzeuges befestigt ist, die die allerfestesten sind, und daß möglichst sämtliche allerschwersten Massen, das sind die Betriebsstoffe und die Motoren und Kraftanlagen, auch in diesen Punkten vereinigt sind; denn dann werden die Stöße, die jetzt entstehen, die Massenbeschleunigungen direkt da aufgenommen, wo sie wirklich entstehen. Sie brauchen nicht erst durch andere Konstruktionselemente, z. B. durch die Flügel, Kabel und Stiele, hindurchgeleitet zu werden.

Ich möchte in bezug auf die Wirtschaftlichkeit und Weiterentwicklungsmöglichkeit des Riesenflugzeuges auf folgendes aufmerksam machen. Wie allen Herren aus der Industrie bekannt ist, hat das Deutsche Reich momentan keine Mittel flüssig, um die Flugzeugindustrie zu unterstützen. Die ganzen Schritte, die der Flugzeugverband beim Reichsluftamt usw. unternommen hat, sind leider erfolglos geblieben. Was nützt es uns, wenn einige hunderttausend Mark für irgend einen Wettbewerb bewilligt werden? Damit können sich Riesenflugzeuge nicht weiter entwicklen. Nun sagen Sie: Schön, entwickeln wir keine Riesenflugzeuge weiter. Ich möchte Sie aber doch darauf aufmerksam machen, daß die Zukunft des Luftverkehrs im Riesenflugzeug besteht. Eine Möglichkeit, um unserm hochentwickelten Riesenflugzeug eine weitere Absatzmöglichkeit und damit überhaupt Lebensmöglichkeit zu verschaffen, besteht, soviel ich das Gefühl habe, in Deutschland kaum. Riesenflugzeuge, in Deutschland betrieben, oder z. B. nach Kopenhagen, was sehr verlockend ist, weil man über Wasser nicht umzusteigen braucht, sind sehr schön, aber die Rentabiltät ist schwach. Neuerdings mehren sich die Anfragen aus überseeischen Ländern. Ich glaube auch, daß hier unsere erste Absatzmöglichkeit für Riesenflugzeuge bestehen wird; denn ohne Absatz ist eine Weiterentwicklung unmöglich. Ein Riesenflugzeug kostet heute etwa 2 Millionen Mark. Es wird sich kaum eine Firma, auch nicht die größte, bereit finden, heute neue Konstruktionen aufzulegen und zu bauen, wenn sie nicht die Aussicht hat, diese neuen Konstruktionen zu verkaufen. Diese Möglichkeit besteht aber, wie ich Ihnen schon andeutete, in überseeischen Ländern. Denken Sie beispielsweise an Brasilien oder Argentinien, so haben Sie mitten im Lande, hunderte von Kilometern von der Küste und von dem nächsten Hafen entfernt, große Niederlassungen, die ihre Erzeugnisse, Kaffee oder sonstige Waren, auf schiffbaren Strömen zur Küste bringen, auf dem Amazonenstrom, in Argentinien dem Parana, die aber keine Eisenbahnverbindungen mit diesen Orten zur Beförderung von Post und Personen haben. Also für den Post- und Personenverkehr sind in diesem Falle Riesenflugzeuge brauchbar. Ich verstehe unter Riesenflugzeugen Flugzeuge, die mehrere Motoren haben, ihren normalen Flug aber nicht mit allen Motoren ausführen; die, wenn sie vier Motoren haben, den normalen Flug mit drei Motoren ausführen und einen Motor stets in Reserve haben. Das muß man von solchen Riesenflugzeugen verlangen; denn eine Notlandung in Urwäldern unterwegs bedeutet absoluten Verlust des Flugzeuges. Infolgedessen kommen hierfür stets nur Riesenflugzeuge in Frage, und unsere einschlägigen Riesenflugzeugbauer hoffen, auch gerade von dieser Seite aus, die ersten Aufträge zu bekommen, weil das Ausland darüber orientiert ist, daß unsere Riesenflugzeuge in Deutschland am besten ausprobiert sind. Wenn es uns also beispielsweise gelingt, solche Aufträge hereinzubekommen, und weiterhin, wenn die Aufträge wirklich eingelaufen sind und die Leute einen solchen Betrieb eröffnet haben, dann muß der Betrieb wirtschaftlich aufrecht erhalten werden können. Das ist nur möglich, wenn möglichst wenig Verluste durch Bruch und zweitens möglichst wenig Verluste durch Brandgefahr entstehen. Wie man die Brandgefahr beseitigen kann, darüber sind Sie ja orientiert. Man muß das Benzin von den feuergefährlichen Teilen fernhalten. Aber jedenfalls erst dann, wenn jetzt draußen in Übersee oder wo immer solche Linien sich auftun, bekannt ist, daß es möglich ist, eine Rentabilität mit Riesenflugzeugen zu erzielen, und daß das Fliegen mit den Riesenflugzeugen nicht so gefährlich ist, wie es heute allgemein verbreitet ist. Dann erst werden sich vielleicht auch in den Kulturzentren Unternehmungen finden, die das Riesenflugzeug benutzen, um einen regelmäßigen Reiseverkehr zu eröffnen, und dann ist es auch erst möglich, eine Konkurrenz mit Luftschiffen auszuhalten.

Die weitere Entwicklung des Riesenflugzeugbaues sehe ich in der Richtung, die Herr Professor Junkers eingeschlagen hat. Herr Professor Baumann deutete schon an, daß die

Vergrößerung allein nicht genügt, um nun mehrere tausend Kilometer weiter zu fliegen, sondern daß nur die Erhöhung des Wirkungsgrades uns dahin bringen kann, daß wir ganz weite Strecken mit Riesenflugzeugen bewältigen können, und das dürfte nur in der Richtung möglich sein, die Herr Professor Junkers empfahl. Ob Sie eine zentrale oder eine dezentralisierte Anordnung wählen, ist dabei gleichgültig.

Ich möchte mir noch erlauben, eine kleine Berichtigung einzuflechten in bezug auf die Höhe der Fahrgestelle bei den Linke-Hofmann-Werken. Die Räder sind zwar sehr hoch, aber sie bedingen nicht, daß die ganzen Flugzeuge ebenso viel höher werden müssen; denn man kann die Beine ja verkürzen. Insofern ist das Riesenflugzeug von Linke-Hofmann nur etwa ebenso hoch wie das der Zeppelin-Werke mit mehreren Fahrgestellen.

Professor A. Baumann: Ich wollte nur noch kurz auf das eingehen, was Herr Stumpf gesagt hatte.

Wenn er sagte, daß die Fahrgestelle mit den großen Rädern gleich niedrig wären wie die mit den kleinen Rädern, so kann ich dem nicht zustimmen. Wenn er bei den Staakener Flugzeugen eines derjenigen in Vergleich zieht, die auch in der Rumpfspitze einen Motor haben und deshalb höher gebaut werden als die anderen, dann stimmt das, dann liegt eben derselbe Fall vor, wie bei dem Linke-Hofmann-Flugzeug; bei den anderen Flugzeugen aber, die keinen Motor im Rumpf haben, wurden die Abmessungen so gewählt, daß zwischen Rad und Tragdecke nur der Raum für die Durchfederung übrig war. Wenn ich also den Raum für die Durchfederung als konstant ansehe und darunter ein großes Rad setze, dann gibt es eine größere Entfernung vom Boden, als wenn ich ein kleines Rad darunter setze, und ich muß sagen, obgleich ich hier nicht gerade das Staakener Flugzeug in allen Punkten verteidigen möchte, daß ich in den zwei Fahrgestellen des Staakener Flugzeuges nie, auch in der Praxis nicht, einen Nachteile habe sehen können.

Wenn Herr Stumpf darauf hinweist, daß alle diese Flugzeuge mit zwei Fahrgestellen außerordentlich viele Havarien gehabt hätten, so ist mir eigentlich nichts davon bekannt, daß das irgendwie bei den Staakener Flugzeugen mit den Fahrgestellen etwas zu tun gehabt hätte. Die zahlreichen und bedauerlichen Unglücksfälle, die ja in sehr kurze Zeit zusammenfielen — ich bin nicht so geeignet, darüber zu sprechen, wie vielleicht Herren, die mit den Flugzeugen geflogen sind —, lagen darin, daß eine ganze Anzahl von Flugzeugen bei Nebel in den Boden hineinfuhren. Das würden sie mit einem Fahrgestell genau so, wie mit zwei Fahrgestellen getan haben. Also praktisch haben für mich die zwei Fahrgestelle gegenüber dem einen keinen Nachteil gehabt, und ich muß betonen: Ich habe das Ganze, was ich über die Fahrgestelle gesagt habe, im Zusammenhang damit gesagt, daß es sich darum handelt, die Flugzeuge weiter zu vergrößern, noch größere Lasten zu tragen, und da kommt man auch bei großen Rädern nicht mehr mit einem Fahrgestell aus.

III. Die bisherige und zukünftige Entwicklung von Flugmotoren.

Vorgetragen von **Ed. Seppeler.**

Das Ergründen von Ursache und Wirkung in der vergangenen Entwicklung ist das notwendigste Handwerkszeug für den Weiterbau.

Die Veredelung der Baustoffe als Folge von Dampfschiff, Webstuhl, Fahrrad und Kraftfahrzeug, ferner die weithin bewunderten Gleitversuche eines Lilienthal und vor allem der Aufschwung der schnellaufenden Fahrzeugmotoren rückten den uralten Traum, fliegen zu können, erneut in das Bereich der Möglichkeit. In den verschiedensten Ländern versuchte man, die leichtesten Fahrrad- und Automobilmotoren an Nachbildungen von Lilienthals Gleitflugzeugen zu hängen und die Geheimnisse des Fliegens gelegentlich eines kurzen Luftsprunges zu ergründen. Die Erkenntnis, die vorhandenen Motoren wesentlich erleichtern und für die Abflugwiderstände verstärken zu müssen, führte dann zum Sonderbau von Flugmotoren. Betriebssicherheit und Lebensdauer mußten vernachlässigt werden, damit der Motor imstande war, einen Flug von wenigen Sekunden und Metern zu ermöglichen, eine zaghafte Kurve nach rechts oder links zu erlauben.

Sobald dies gelungen war und weitere Kreise mit größeren Geldmitteln sich dem Fliegen widmeten, trat die Betriebssicherheit der Motoren mehr in den Vordergrund. Man griff auf wassergekühlte Motoren zurück (Antoinette, Wright, Argus), die aber bald durch den Umlaufmotor überholt wurden.

Dieser zeigte sich für die noch immer tastende Weiterentwicklung der Flugzeuge zunächst als das Gegebene, weil er bei den noch kurzen Betriebszeiten am leichtesten war und bezüglich seines Einbaues und seiner Wartung wenig Ansprüche stellte. Fast die sämtlichen, der damaligen Fliegerei zur Verfügung stehenden Geldmittel nahmen Anteil an seiner Vervollkommnung, so daß er weit vor den übrigen Flugmotoren seine höchste Leistungsmöglichkeit erreichte und für die nächste Zeit fast alle Flugerfolge auf sich nahm.

Bisher war die Entwicklung von Motoren und Flugzeugen eng miteinander verknüpft, weil die Motoren von Flugzeugbauern oder ihnen nahestehenden Konstrukteuren durchgebildet waren.

Selbständig wurde die Motorenentwicklung erst durch den französischen Flugmotorenwettbewerb, wo Vor- und Nachteile der vorhandenen Motorbauarten an Hand von Gewicht, Leistung und Verbrauch in breitester Öffentlichkeit zur Sprache kamen, was in gleicher Weise für Motor und Flugindustrie zahlreiche Anregungen zur Entwicklungsbeschleunigung gab. Da die wassergekühlten Motoren in Frankreich vernachlässigt, die luftgekühlten Umlaufmotoren dagegen schon sehr weit fortgeschritten waren, gab der französische Wettbewerb scheinbar den Anhängern des Umlaufmotors recht, und wir sehen in der Folgezeit die Franzosen fast nur diese Motorart weiter ausbilden.

In Deutschland, wo der Fliegerei wesentlich weniger Geld zur Verfügung stand, mußte man sich aus Spar- und Wirtschaftsrücksichten mehr an Vorhandenes, im Automobilbau Bewährtes, halten; man entwickelte deshalb den wassergekühlten Standmotor weiter. Die von Tag zu Tag schneller wachsenden Ansprüche der Flugtechniker an die Motoren machten es bald notwendig, die verschiedenartigen Anläufe unserer Motorenentwicklung in zweckentsprechende Bahnen zu lenken und einen Motor durchzubilden, welcher betriebssicher, sparsam im Verbrauch, für mehrere Stunden Flugzeit geeignet war und im ganzen ein geringes Gewicht aufwies. Dies wurde im ersten deutschen Flugmotoren-Wettbewerb dank des regen Erfahrungsaustausches der Industrie auch erreicht, und wir sehen bei der Anpassung der Wettbewerbsmotoren an den Flugbetrieb eine ganze Reihe von Gipfelleistungen vom ausländischen Umlaufmotor auf den deutschen Flugmotor übergehen. Die Erkenntnis, daß wir mit der Weiterentwicklung der Standmotoren auf dem richtigen Wege und im Begriff waren, die französische Fliegerei zu überholen, führte dazu, die Prüf- und Züchtvorrichtungen zu verfeinern und einen zweiten deutschen Flugmotoren-Wettbewerb auszuschreiben, der jedoch durch den Ausbruch des Krieges vereitelt wurde.

Während bis dahin die Motoren für Flüge in Erdnähe entwickelt waren, trieb der Krieg die Flugzeuge in immer größere Höhen unter ständiger Verschärfung der Ansprüche an Geschwindigkeit, Wirkungsgrad und Nutzlast. Die Richtlinien für die Entwicklung derartiger Höhenmotoren waren 1914 in Fachkreisen bereits bekannt: Luft ist Kraft für den Motorenbauer!

Verringerter Luftdruck verkleinert entsprechend der Abnahme der Luftdichte auch den Lieferungsgrad des Saughubes und dadurch die erreichbare Wärmearbeit eines Kolbenspieles; das ist wichtig, wenn an ungewöhnlich hochgelegenen Betriebsorten (Luftschiffe) eine bestimmte kleinste Maschinenleistung verlangt wird.

Wenn die Ladung (Brennstoff und Luft) frei angesaugt wird, so nimmt die indizierte Höhenleistung der Maschine ungefähr im Verhältnis der Luftdichten ab.

Da in 6000 m nur die Hälfte des Bodenluftgewichtes eingesaugt wird, so kann man dort bestenfalls auch nur die halbe Motorleistung erwarten. Es lag deshalb nahe, auf die vorhandenen Motoren, z. B. dem 120 PS-Mercedes oder dem 110 PS-Benz, die beide sehr günstig im Gewicht waren, größere Zylinder aufzusetzen, die es gestatteten, in größeren Höhen ein größeres Luftgewicht einzusaugen und dadurch dem sonst vorhandenen Leistungsabfall auf mehr als die Hälfte entgegenzuwirken. Unten war Luft und Überleistung abzudrosseln, um das Triebwerk vor Überanspruchungen zu schützen.

Leider wurde dieser Vorschlag von der Militärbehörde abgelehnt und man begnügte sich damit, größere und schwerere Motoren zu bauen, weil die praktischen Flieger den geschilderten Leistungsabfall nach oben sich nicht recht vorstellen konnten. Der Zusammenhang zwischen Motorleistungen, Brennstoffverbrauch und Zugkraft sollte nun durch einen fliegenden Prüfstand erbracht werden, dessen Ausführung aber ebenfalls durch militärisches Besserwissen vereitelt wurde. Einen solchen Höhenprüfstand nach meinem Vorschlag zeigen Abb. 1, 2, 3 und 4 in Verbindung mit einem 275 PS-Daimlermotor. Der Motor ist in seinem Schwerpunkt S pendelnd aufgehängt, so daß bei allen Schräglagen Drehmoment, wie auch Zugkraft richtig gemessen werden. Der Motor schwimmt sozusagen, indem sein Gewicht von zwei seitlich angebrachten, unter Öldruck stehenden Tragkolben, das Drehmoment durch zwei oberhalb der Tragkolben liegende Gegenkolben aufgenommen und auf ein Schreibwerk übertragen wird. Die Anordnung von zwei Kolben hat den Zweck, Einer und Zehner aufzuzeichnen und dadurch einmal eine größere Feinheit in der Feststellung von Kraftänderung zu erzielen, andererseits das Auftreten von Schwingungen zu vermeiden. Eine ähnliche Doppelkolbenanordnung vorn oder hinter dem Motor dient zur Aufnahme und Aufschreibung des Zugmomentes. Der Motor ist somit an drei Punkten gelagert und kann seinen Schwerpunktswanderungen nach jeder Seite hin folgen, wobei den

Schwerpunktsverlagerungen entsprechend Rückzugkräfte an den Pendelstelzen für eine Rückführung des Schwerpunktes in die Mittellage sorgen. Die ganze Prüfanlage wiegt für einen 275 PS-Motor etwa 32 kg und dürfte für die Weiterentwicklung unserer Motoren von größter Bedeutung sein.

einem Meßraum einmal oder mehrmals ausgebaucht. Sperrt man bei a ab, so sinkt der Brennstoff bei c, die aus b nachdrängende Luft gestattet es, den Durchgang des Flüssigkeitsspiegels an den Einschnürungen der Meßräume zu beobachten und somit die Zeit für den Verbrauch der abgeteilten Meß-

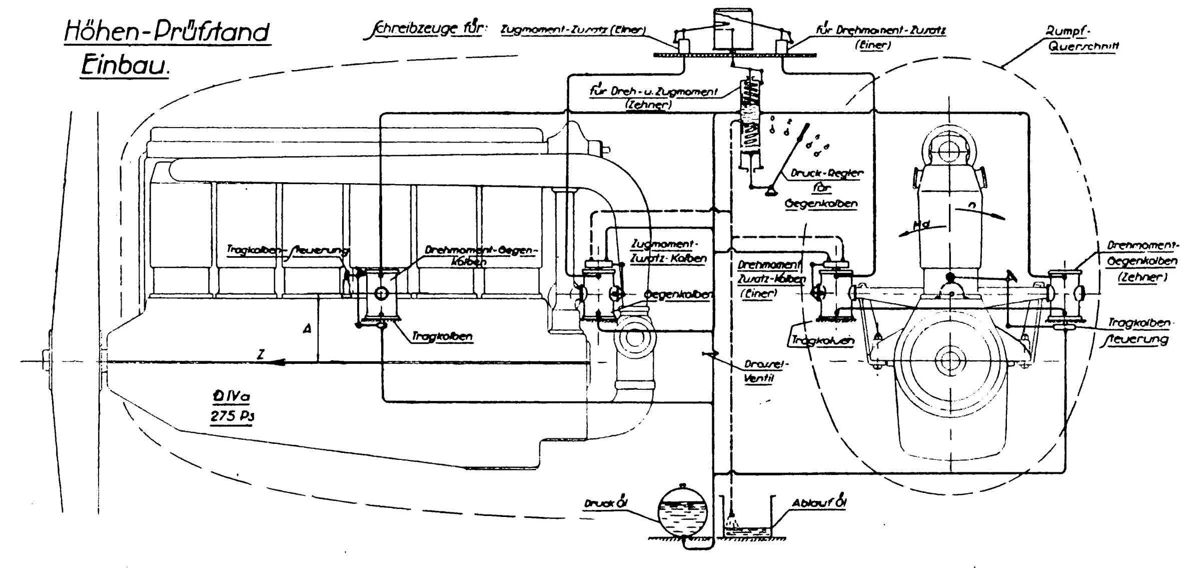


Abb. 1.

Abb. 5 zeigt die bauliche Ausführung der Trag- und Meßkolben und der Ölsteuerung, die die Undichtigkeitsverluste der eingeschliffenen Kolben selbständig ersetzt.

Der von der Militärbehörde unter vollständiger Unkenntnis der für Höhenmotoren erforderlichen Baugrundlagen eingeschlagene Weg der Motorenvergrößerung konnte natürlich nicht lange befriedigen, zumal auch unsere Feinde dazu übergingen, wassergekühlte Motoren zu bauen und das Gewicht derselben unter Aufopferung der bei uns verlangten Betriebssicherheit zu verringern. Versuche, die dann in Friedrichshafen in einer Unterdruckkammer für Luftschiffmotoren gemacht wurden, zeigten einen Leistungsabfall, der weit größer war wie der entsprechende Druckabfall der Luft. Ursache war die starke Brennstoffanreicherung des Gemisches, eine Erscheinung, die bei Nachtflügen durch Nachbrennen der Auspuffgase sich besonders unliebsam bemerkbar machte. Man

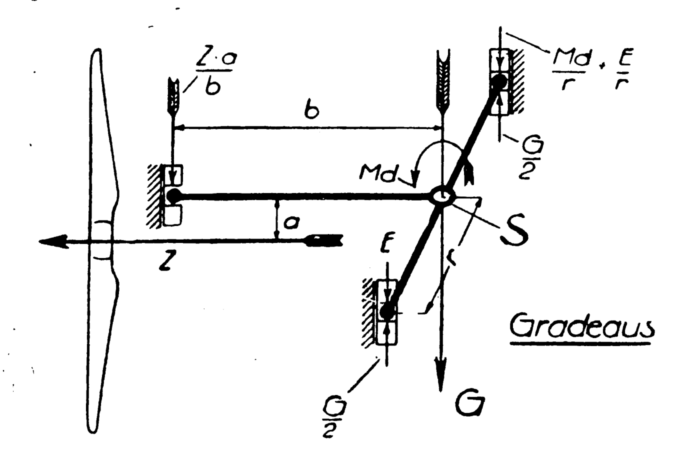


Abb. 2.

bequemte sich nun, mein Brennstoffmeßgerät, den Stichprober, in ein Flugzeug einzubauen (s. Abb. 6, 7, 8) und den Brennstoffverbrauch im Höhenfluge festzustellen. Die Vergleichskurven zeigen, wie unter dem Einflusse dieses Meßgerätes der Brennstoffverbrauch und damit die Leistungsfähigkeit des Motors verbessert wurde. Der Stichprober ist, wie aus dem Schema (Abb. 9) ersichtlich, nichts Weiteres wie ein Absperrorgan a mit einer Nebenschlußleitung b, die zwecks Aufnahme einer Luftblase stark ausgebaucht ist. Die Abflußleitung c ist zu

mengen festzustellen. Undichtigkeiten bei a sind bei c durch Tropfen feststellbar, so daß absichtliche oder ungewollte Meßfehler nicht vorkommen können. Die Meßräume sind der Durchsichtigkeit halber aus Glas hergestellt und werden durch einen Zellonmantel vor Beschädigungen geschützt. Auf Grund der in Friedrichshafen und mit dem Stichprober in Höhen gewonnenen Erkenntnisse beeilte man sich nun, sämtliche Motorenarten in einem Unterdruckraum zu untersuchen, einmal um durch Veränderung der Vergaser die noch möglichen Leistungsverbesserungen für die Höhen herauszuholen, ferner um sich zu vergewissern, ob die Motoren hinsichtlich der Gemischverdichtung und Wärmeabführung nach denselben Grundsätzen zu bauen wären wie für Erdnähe. Am Unterdruckprüfstand (Abb. 10) ist der Motor rechts so angebracht, daß über ihn eine Glocke gestülpt werden kann, die ihn von der Außenluft abschließt. Die Drehkraft des Motors wird durch

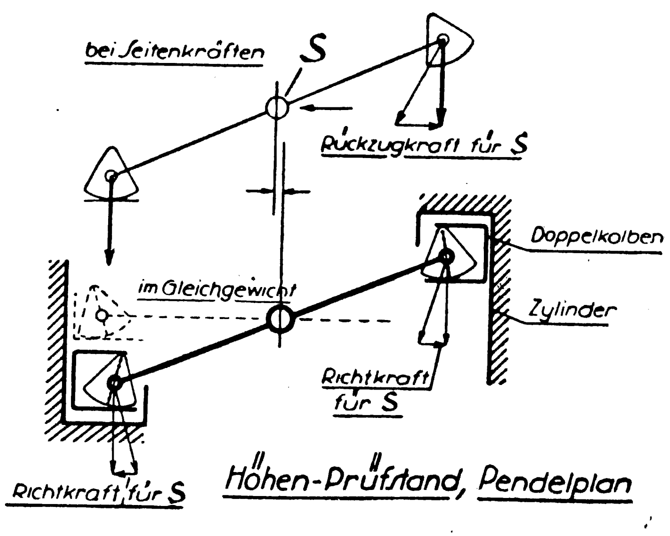


Abb. 3.

eine Welle mit Stufendichtung nach außen übertragen und dort mit einer Wasser-, elektrischen oder Luftbremse gemessen. Die Verbrennungs- und Kühlluft tritt durch das untere Belüftungsventil ein, die Auspuffgase strömen in ein Abzugsrohr, durch welches ein Kapselgebläse die überflüssige Luft absaugt und somit den erforderlichen Unterdruck aufrechterhält. Kräftige Einspritzung von Wasser kühlt die Abgase,

um allzu große Gebläse und übermäßige Erwärmungen zu vermeiden.

Alle diese Versuche bestätigten die bereits gezeigten Konstruktionsrichtlinien, vor allem, daß die **Luft** die **Kraft**

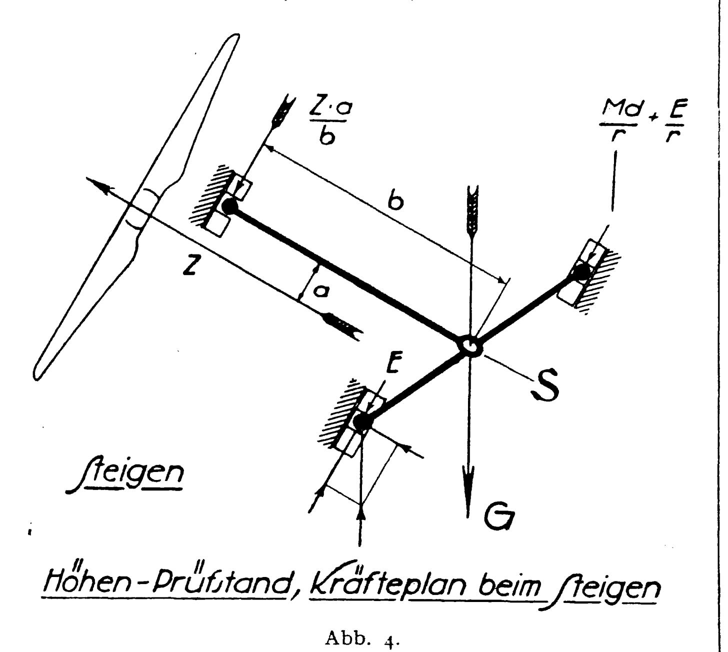


Abb. 4.

für den Motorenbauer ist. Um nun die Luft in die vorhandenen Motoren hereinzubekommen, setzte man Sauerstoff zu, der durch Verdampfen mitgeführter flüssiger Luft oder flüssigen Sauerstoffes gewonnen wurde. Der Sauerstoff frißt aber das Schmieröl von den Gleitflächen und bedingt dadurch überschnellen Verschleiß. Für die üblichen Flugzeiten ist ferner das mitzuführende Sauerstoff- und Behältergewicht recht

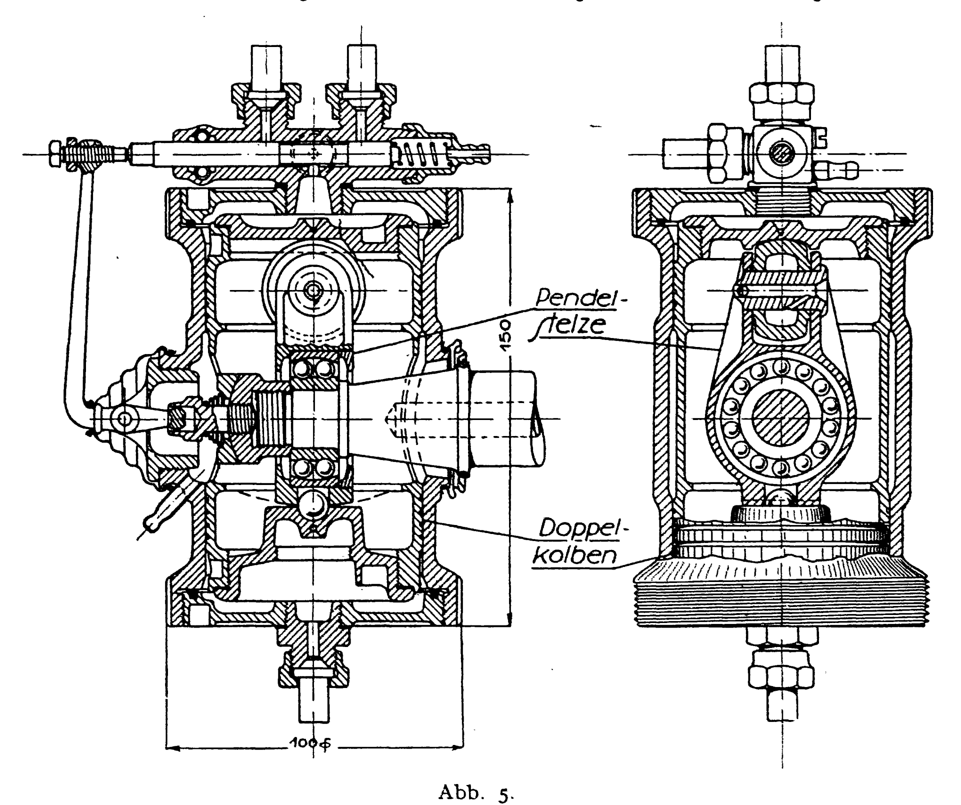


Abb. 5.

beträchtlich. Dies Verfahren taugt deshalb nur für Rekordzwecke, wo es ohne Rücksicht auf die Lebensdauer einer Maschine darauf ankommt, jedes mitgeführte Gramm Brennstoff oder Öl möglichst schnell in Arbeit umzusetzen, z. B. bei Höhenrekorden. Für die Motoren bekömmlicher ist das Einpressen von gewöhnlicher Luft mittels Schleuderverdichter (s. Abb. 11), die am Boden stark gedrosselt, mit zunehmender Höhe geöffnet, den Leistungsabfall verhindern. Die Steigbilder zeigen deutlich die Verbesserung der Höhenleistung. Die Schleuderverdichter arbeiten in mittleren Höhen recht gut, werden aber für größere Höhen wegen der Vermehrung der erforderlichen Stufen zu schwer und bedürfen eines beträchtlichen Leistungsaufwandes. Zudem liefern Schleuderverdichter sehr heiße Luft, die für den Verdichtungsvorgang im Zylinder infolge Selbstzündung recht unbequem werden kann. Besser ist es,

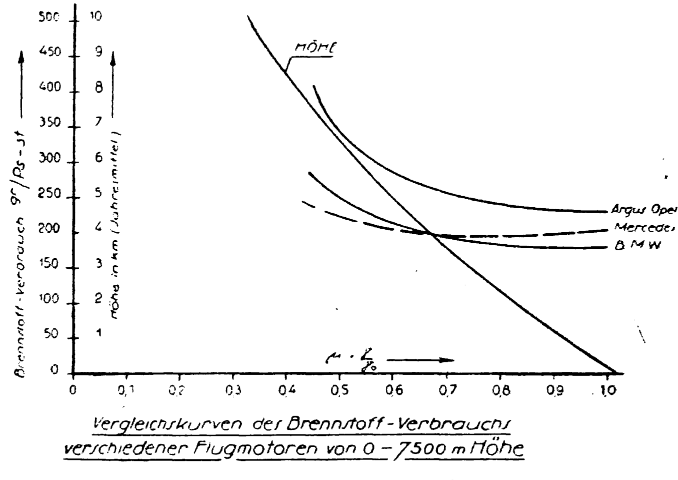


Abb. 6.

im Arbeitszylinder selbst zu verdichten und, wie anfangs erwähnt, bei gleichem Triebwerk Hub und Bohrung zu vergrößern, Verdichtungs-, Wärmeabführverhältnisse und Ventilquerschnitt der Luftdichte der gewünschten Betriebshöhe anzupassen, sowie durch Gemischdrosselung eine Überanspruchung der Triebwerke zu vermeiden. Diese Motoren vertragen für kurze Zeit am Boden eine bis 100proz. Überlastung, und zwar so lange, wie in den Kolben und Ventilen keine unzuträglichen Wärmestauungen eintreten. Sie bieten deshalb bei plötzlicher Gefahr einen willkommenen Kraftzuwachs und sind einfacher im Aufbau und in der Bewachung wie Motoren mit Gebläse.

Unsere augenblicklich besten Motoren dieser Art weisen nur eine verhältnismäßig geringe Hubvolumvergrößerung auf, weil mangels zuverlässiger Prüfvorrichtungen der Zusammenhang zwischen Motor, Schraube und Flugzeug noch nicht genügend geklärt ist, anderseits weil bei den jetzt üblichen

Reihenmotoren mit der Hubvolumvergrößerung ein recht unbequemer Längen- und Gewichtszuwachs verbunden ist. Um dieses zu vermeiden, kann man das Kurbelgehäuse und die Rückseite des Kolbens zur Vorverdichtung heranziehen, derart, daß man zunächst die Oberseite des Kolbens in den Hubraum ansaugen läßt und zu dieser Ansaugmenge die von zwei Kolbenunterseiten verdichtete Kurbelkastenluft überströmen läßt. Bei einigermaßen günstiger Ausbildung der Kolben, Ausfüllung und Unterteilung der Kurbelkästen können so Endverdichtungen bis zum doppelten der Außenluft erzielt werden, allerdings unter Inkaufnahme einer Reihe

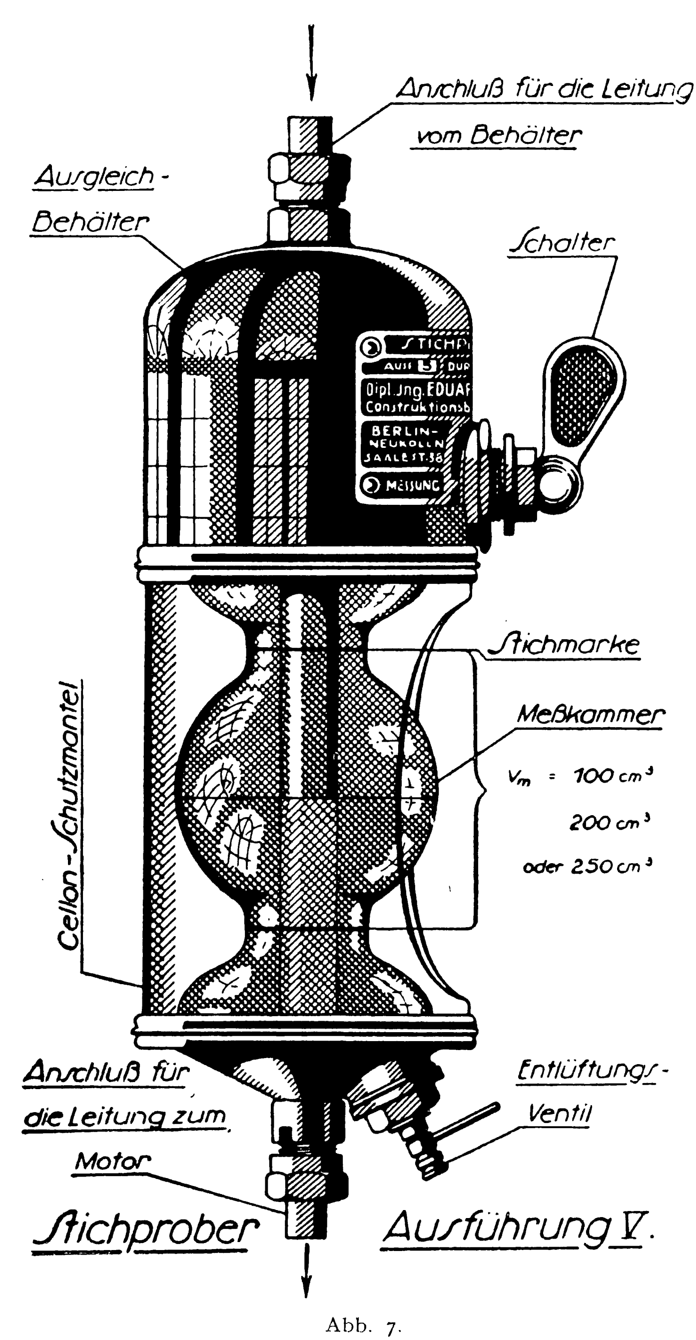


Abb. 7.

gering beanspruchter Ventile. Bei all diesen Motoren ist auf die Ausbildung des Verbrennungsraumes große Aufmerksamkeit zu richten, da zur Erzielung hoher Füllungen große Ventilquerschnitte erforderlich sind und die empfindlichen Ventile besonders bei Wärmestauungen vor Überlastungen geschützt werden müssen. Ich schlage deshalb vor, die Zylinder ähnlich wie bei Umlaufmotoren nur mit einem Kopfventil auszubilden, durch welches gleichzeitig ausgepufft und angesaugt wird (s. Abb. 12). Dadurch werden auch die an die Kühlung übergehenden Wärmemengen heruntergedrückt, so daß unter Verringerung der bisher recht beträchtlichen Leistungsverluste durch den Kühler eine Vereinigung von Motor und Kühler, ja sogar die Rückkehr zur Luftkühlung möglich ist. Letzteres wegen der geringen Drücke, die für Höhenmotoren mit eigener Verdichtung kennzeichnend sind. Um eine Trennung zwischen Auspuffgasen und Frischgasen zu erzielen, ist ein Auspuffinjektor angeordnet, in welchem

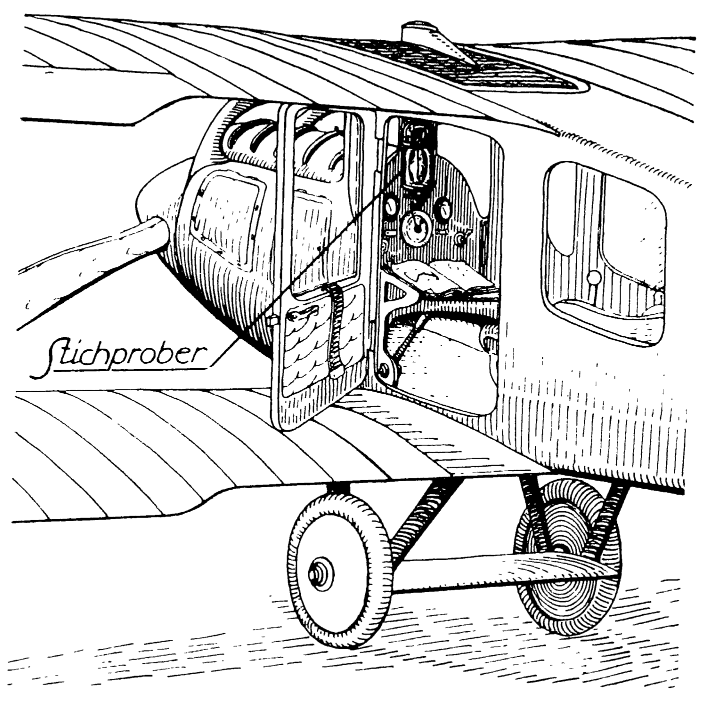


Abb. 8.

durch die Kraft der Auspuffgase ein Teil der späteren Ansaugluft hineinbeschleunigt wird, die dann bei Beendigung des Auspuffvorgangs und bei dem eintretenden Rückstau im Auspuffrohr zum Teil in den Hubraum zurückflutet und mit ihrem Rest die Trennung der Auspuffgase von der übrigen Einsaugluft besorgt, ein Vorgang, wie er von Zweitaktmotoren genügend bekannt ist. Derartige Motoren erfordern aber eine Zuführung des Brennstoffes durch Einspritzpumpe, deren betriebssichere Ausführung besonders für Benzol und Benzin viel Mühe verursacht hat. (s. Abb. 13).

Es wurden mit dieser Pumpe eine größere Zahl von Versuchen durchgeführt und ihre Betriebssicherheit, wie auch die Fähigkeit festgestellt, bis zu wenigen cmm pro Hub unter genügender und feinfühliger Verstellbarkeit die Brennstoffmengen zuzumessen. Die besondere Eignung dieser Pumpe für Benzin und Benzol besteht darin, daß vor und hinter dem Brennstoffkolben während der Einspritzung der gleiche Druck herrscht, ferner, daß Ansaugwiderstände vermieden sind, welche die im Benzin vorkommenden, sehr leichtflüssigen Teile vergasen, und somit die Mengenbemessung stören. Bei der Verteilung der Pumpenförderung auf mehrere Zylinder

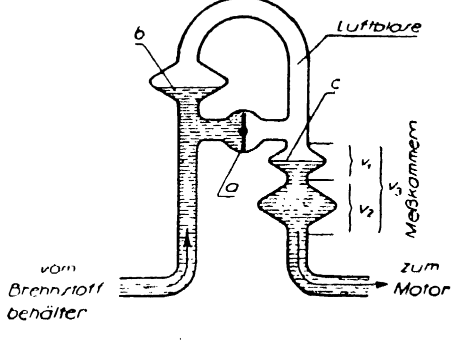
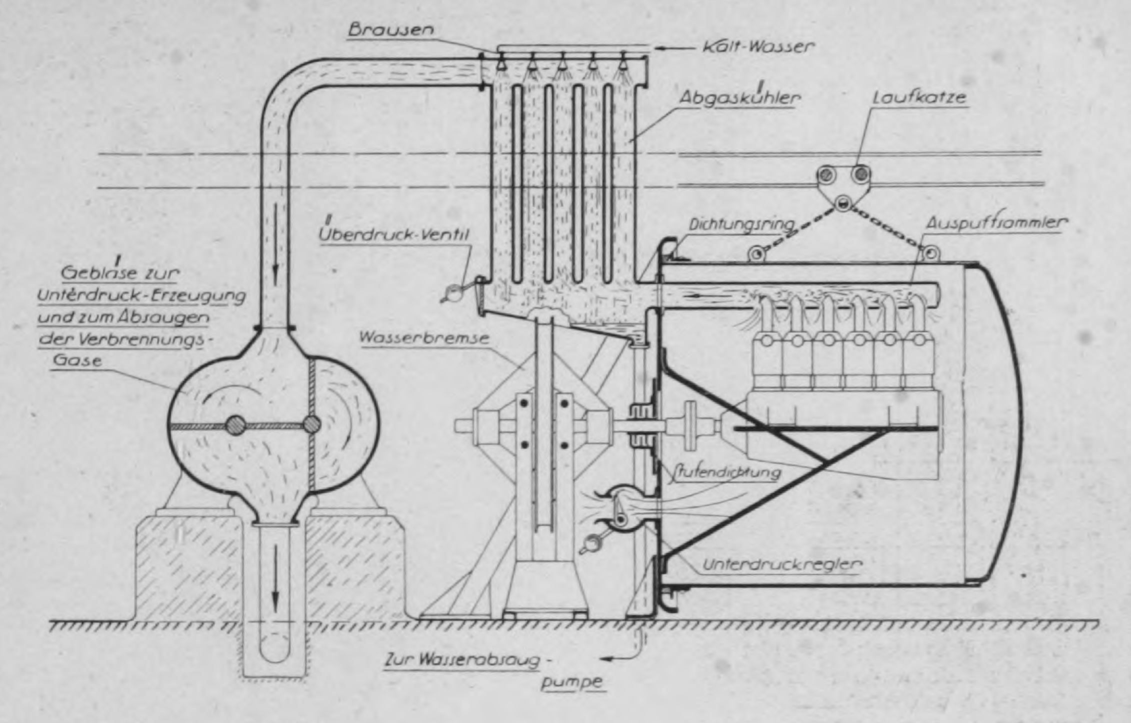


Abb. 9.

kann auch mit einem sich selbst einschleifenden kreisenden Verteilungsschieber gearbeitet werden, so daß eine dreistemplige Pumpe bis zu 20 Zylinder bedient. Durch den Übergang vom Vergaser zur Einspritzung in den Saughub wird einmal die Brandgefahr bei Rückzündung im Flugzeuge sehr vermindert, anderseits entfallen alle die vielteiligen Benzin-

schalter, die jedem Flugzeugführer unliebsam in Erinnerung sind. Ferner lassen sich mit Pumpe viel bessere Zerstäubungen der Brennstoffe erzielen, was das Arbeiten mit ärmeren Gemischen gestattet. Durch die äußerst feine Verstellung der Liefermenge ist man imstande, die Gemischverhältnisse während des Fluges nicht nur den Luftverhältnissen, sondern auch dem Wärmezustande des Motors in einfachster Weise anzupassen. Auch bei den verschiedenen Drehzahlen, die bei der kommenden Verstelluftschraube in Erscheinung treten, ist die Gleichhaltung des Brenngemisches viel leichter wie bei Vergasern (s. Abb. 14). Die Versuche wurden der Brennstoffknappheit und der Kosten wegen an einem Fahrzeugmotor — nicht Flugmotor — durchgeführt. Die pro Hub gelieferte Brennstoffmenge bleibt fast gleich, trotzdem sich die Drehzahlen zwischen 350 und 2200 bewegen. Die Luft wird bei einem äußerst geringen Druckverlust von nur wenigen Zentimetern Wassersäule durch einen Luftregler so bemessen, daß dem gleichen Brennstoff pro Hub das gleiche Luftgewicht zugeordnet wird. Das Drehmoment wird dadurch fast gleichbleibend und der Brennstoffverbrauch pro PS schwankt nur sehr wenig trotz des großen Drehzahlbereichs (s. Abb. 15). Man kann entweder



Unterdruck Prüfanlage für Flug- und Fahrzeug-Motoren

Abb. 10.

den Eintritt der Luft sich selbst überlassen (nachdem man sie durch Drosselklappe der gewünschten Leistungshöhe angepaßt) und den bei verschiedenen Drehzahlen sich einstellenden veränderlichen Druck hinter der Drosselklappe dazu benutzen, die Förderung der Pumpe dem jeweiligen Luftgewicht auszugleichen, oder man fördert bei allen Drehzahlen die gleiche Brennstoffmenge und regelt die Luft. Dieses Verfahren ist handlicher, weil sich sowohl die Luft, wie auch die Brennstoff-

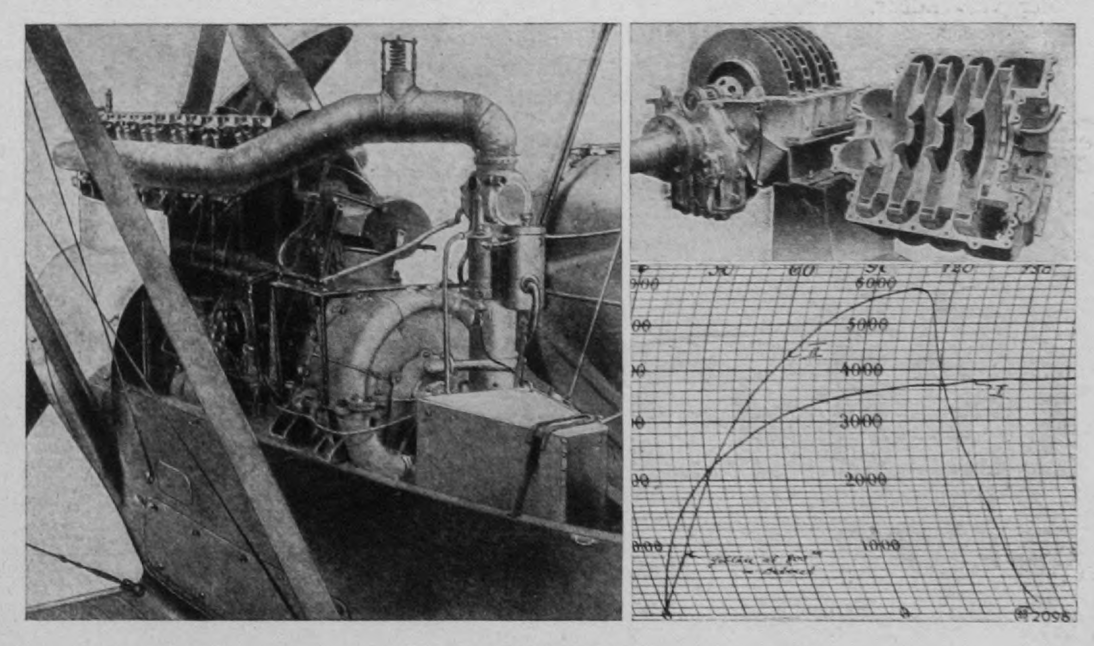


Abb. 11.

charakteristik den gewünschten Sonderverhältnissen besser anpassen läßt und die etwa auftretenden Fehler bei Luftregelung etwa 24mal geringer in Erscheinung treten als bei Brennstoffregelung, was besonders bei Motoren mit sehr ausgedehntem Drehzahlbereich bedeutsam ist. Wendet man diese Luft-

regler bei Zweitaktmotoren an, so wird dadurch der Zweitaktmotor sofort elastisch, d. h. bei wirtschaftlichen Gemischen innerhalb eines großen Drehzahlbereichs betriebssicher.

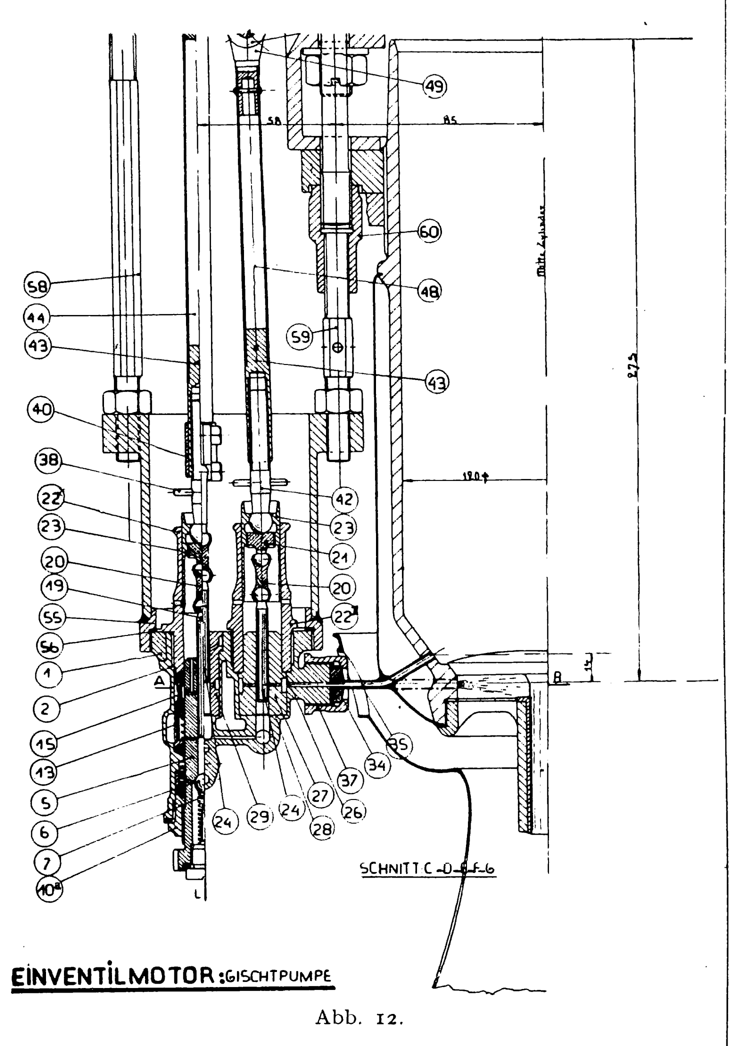


Abb. 12.

Dadurch wird auch das Zweitaktverfahren für Flug- und Fahrmotoren wieder verwendbar, insbesondere wenn durch

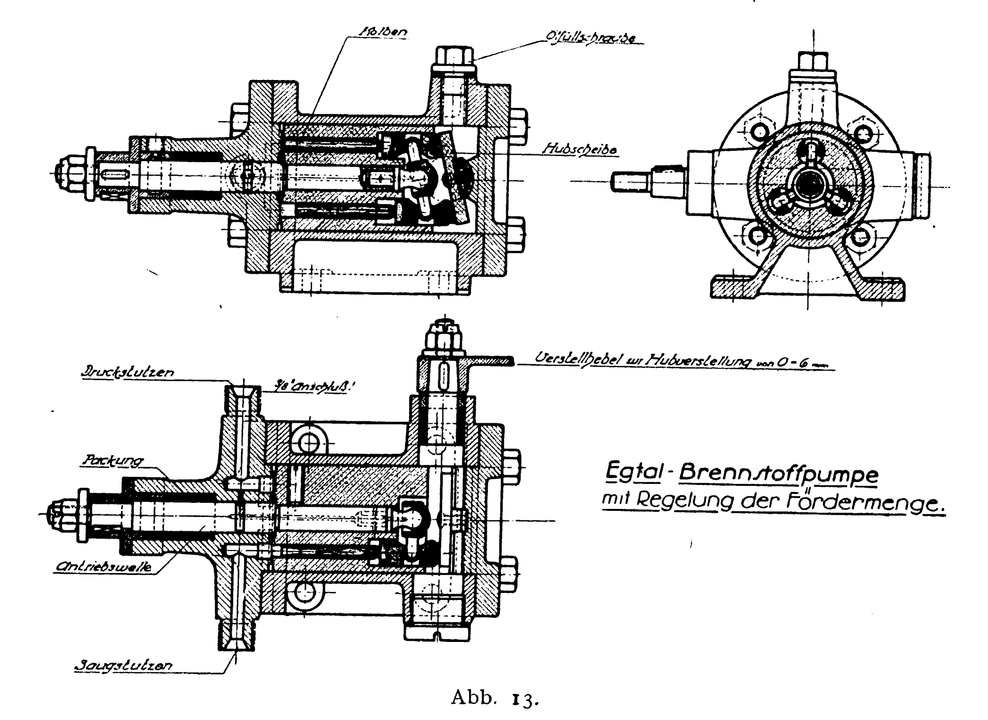


Abb. 13.

Einspritzen nach erfolgter Ausspülung Brennstoffverluste vermieden und die für hohe Drehzahlen erforderlichen Vergasungszeiten geschaffen werden.

Um die Vergrößerung der Motorenaußenmaße zu vermeiden, die bei Standmotoren wie auch bei Umlaufmotoren mit der sonst sehr wirtschaftlichen Hubvolumvergrößerung verbunden

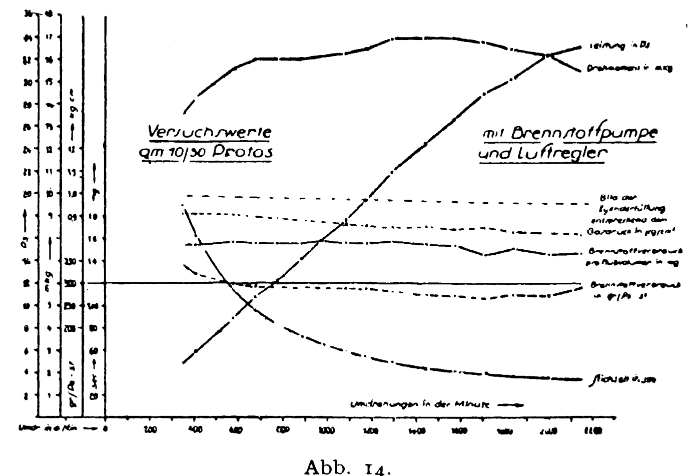


Abb. 14.

ist, wäre es zweckmäßig (s. Abb. 16), die Zylinder parallel zur Kurbelwelle anzuordnen. Ein solcher Motor ist der von W. Fröhlich mit Zweitaktwirkung und gegenläufigen Kolben,

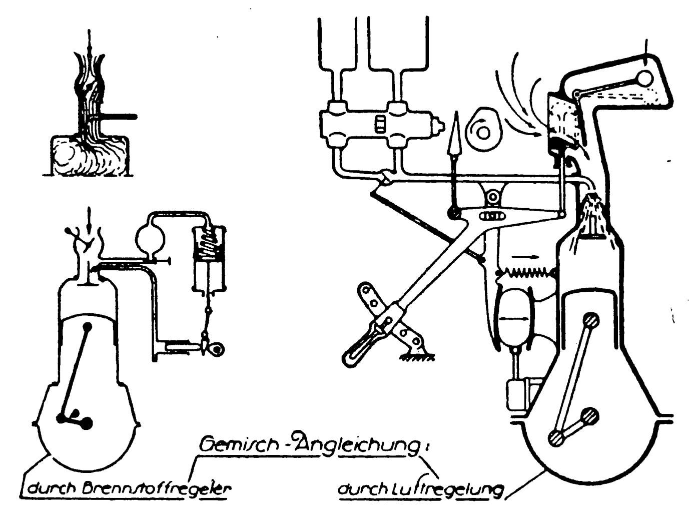
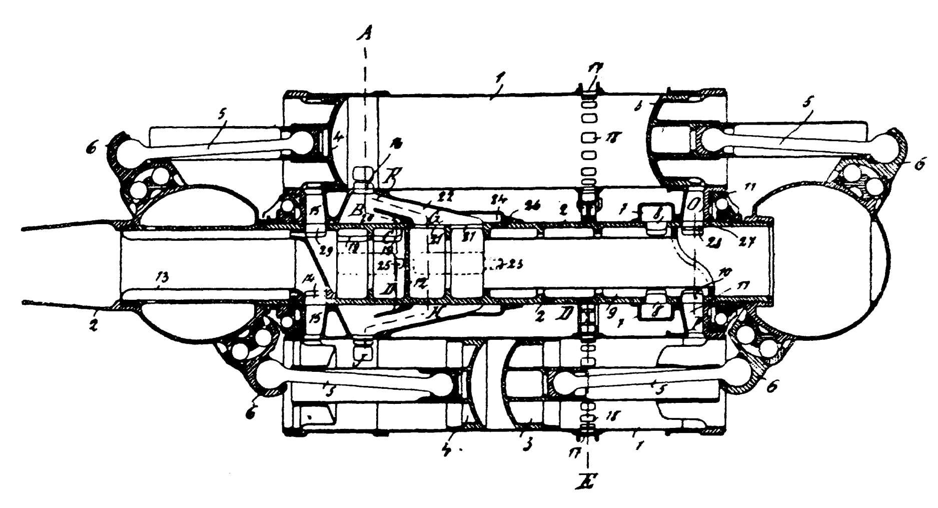


Abb. 15.

die außerdem in ihrer Hubhöhe verstellbar sind (s. Abb. 17, 18). Der Kurbelbetrieb ist durch eine Taumelscheibe ersetzt, deren Lagerung, wie ähnliche Versuche in Frankreich und Österreich gezeigt haben, sehr schwierig ist. Bewährt hat sich ein derartiger Taumelantrieb, und zwar bei Preßölmotoren zum Antriebe von schweren Geschütztürmen. Dieser Motor zeigt einen äußerst einfachen Aufbau, sehr gute Durchbildung des Verbrennungsraumes, übersichtliche Steuerung und läßt infolge seiner gedrängten Bauart ein geringes PS- und Nutzgewicht erwarten. Nur durch Konzentrierung der Massen, ferner durch Beseitigung der langen Kurbelwellen, die stets zu Eigenschwingungen neigen und deshalb samt ihren Lagerträgern überbemessen werden müssen, läßt sich das Einheitsgewicht der Standmotoren noch wesentlich verringern. Vorläufig ist der überbemessene Umlaufmotor, besonders mit gegenläufiger Kurbel, trotz seines unsauberen Betriebes und seines ungünstigen Brennstoffverbrauches dem Standmotor noch überlegen. Überzeugend ist die zwischen 1914 und jetzt bestehende Verbesserung der Flugleistung. Hoffen wir, daß bei unserem nächsten Zusammen-

kommen, nach Verwirklichung der freien Mitarbeit aller Tüchtigen, die dann möglichen Flugleistungen in demselben Maße weiter in die Höhe geschnellt sind. Zum Schluß sei deshalb nochmals wiederholt: So schnell wie möglich müssen geschaffen werden: brauchbare Prüfeinrichtungen für Motor, Schraube und Flugzeug. Veranstaltet kleine billige Ausschreibungen, ohne großen Pomp zur Weiterbildung der Einzelteile der Motoren, gebt unseren Konstrukteuren Gelegenheit, die still gesammelten Erfahrungen und die darauf gebauten Verbesserungen zu verwirklichen, darin liegt unsere Zukunft, nur dann kann unsere Flugindustrie zeigen, daß nicht allein Geld und Gewalt, sondern vor allem der pfleglich behandelte Geist des Genies Träger der Entwicklung ist, nur dann kann unsere Flugindustrie sich nach den augenblicklichen Knebelungen erholen. Die Hauptsache ist die: Wir dürfen uns nicht durch kommende Rekorde zur einseitigen Entwicklung verleiten lassen.



Motor von W. Fröhlich.

Abb. 16.

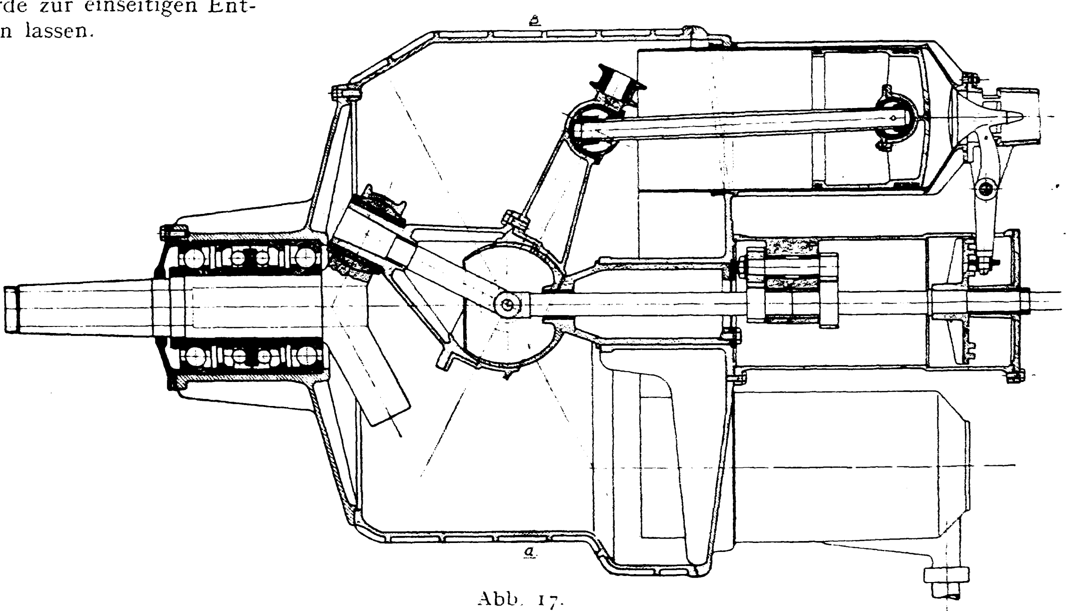


Abb. 17.

Abb. 18.

Aussprache:

Direktor Drexler, Kreiselbau: Nach dem Vortrage von Herrn Seppeler scheint sich nun auch der Flugzeugmotor dem Diesel-Motor anzunähern. Der erläuterte Zweitakt-Motor von Fröhlich stimmt hinsichtlich seiner Zylinderanordnung fast vollkommen mit dem Junkers-Oechelhäuserschen Diesel-Motor überein. Ich bin überzeugt, daß gerade der von Herrn Seppeler gepflegte Einspritzmotor im Flugmotorenbau zum Ziele führen wird, und zwar im Zusammenhange mit der Brennstoffveredelung, da es uns heute gelingt, fast jeden Kohlenwasserstoff in einen anderen Kohlenwasserstoff durch Kontaktwirkung umzuwandeln. Hierin liegt sicherlich die Zukunft des Verbrennungsmotors, sobald er gestattet, den Motorwirkungsgrad zu steigern. Wir müssen ja heute noch $^2/_3$ der unseren Motoren zugeführten Wärme im Kühlwasser und Auspuff nutzlos abführen. Diese Wärmemengen müßten einen Teil des Kühlwassers zum Zerfall bringen, im Motor selbst oder in einer Vorkammer, entsprechend den Umset-

zungsvorgängen bei einer Wassergasanlage, und zwar mit Hilfe von Kontaktmassen bei möglichst geringen Temperaturen und Drücken, wie heute bei chemischen Umwandlungsvorgängen üblich. Durch Anlagerung der bei der Zerlegung des Wassers frei werdenden Wasserstoffe an wasserstoffarme Kohlenwasserstoffe würde einmal der Brennstoff veredelt, anderseits der Heizwert erhöht, also eine Umwandlung von bisher für motorische Verbrennung ungeeigneter Betriebsstoffe in geeignete vollzogen, unter Ausnutzung und Umformung der sonst verlorengehenden Kühlwasser- und Auspuffwärme.

Auch auf einem Vortrage in der Schiffbautechnischen Gesellschaft ist kürzlich auf diese Voraufbereitung des Brennstoffes unter Wasserzuführung hingewiesen und ich glaube, im Anschlusse an den heutigen interessanten Vortrage auch auf die Flugmotoren-Entwicklungsmöglichkeiten durch Brennstoffveredlung und Anreicherung hinweisen zu müssen, da sie dem Verbrennungsmotor im allgemeinen und den Flugmotor in seiner Bauart ändern würde (Beifall).

Dipl.-Ing. Lanz: Herr Seppeler wies auf Motorversuche mit Sauerstoffzusatz hin, die von der Flugzeugmeisterei Sommer 1918 zur Leistungserhöhung der Motoren unternommen wurden. Diese durch den Kriegsschluß unterbrochenen Versuche werden in nächster Zeit von mir im Auftrage der Fa. Heyland fortgesetzt. Wir denken durch Sauerstoffzusatz einen Gebrauchsmotor zu entwickeln und ich stehe auf dem Standpunkte, durch Sauerstoffzusatz die Motorleistung in jeder Höhe gleich zu erhalten. Daß bei den anfangs erwähnten Versuchen bei Zusatz von 50 vH Sauerstoff in 6000 m Höhe mangels hinreichender indifferenter Gase Überhitzungen vorkamen, dürfte nicht zuungunsten des Sauerstoffzusatzes ausgelegt werden, da dieser Fehler durch künstliches Hinzufügen indifferenter Gase vermieden werden kann, und zwar am besten bei Verwendung des Zweitaktverfahrens. Bei der Umwandlung des mitgeführten flüssigen Sauerstoffes in gasförmigen wird diejenige Energie frei, die sonst der Zweitakt aufwenden muß, um die Kompressionsarbeit zu leisten. Die beim Zweitaktverfahren im Zylinder zurückbleibenden Gasreste dienen unter Verminderung der Spülungsverluste als willkommener Zusatz an indifferenten Gasen für die neue Füllung.

Der überbemessene Motor ist bis 7000 m ohne Frage dem Motor mit Sauerstoffzusatz überlegen. Müssen wir aber zur Geschwindigkeitssteigerung unter Vermeidung zusätzlicher Flugzeugbeanspruchungen in Höhen von 12 bis 15000 m, so ist der Motor mit Sauerstoffzusatz die einzige Möglichkeit einer solchen Entwicklung, da der überbemessene Motor für so große Höhen, Abmessungen und Gewichte aufweist, die in ein Flugzeug zu Wirtschaftszwecken überhaupt nicht einzubauen sind.

Meine Firma wird die während des Krieges gesammelten Erfahrungen weiter verfolgen, hoffentlich mit dem Endergebnis eines Sauerstoffzusatzmotors, der der Flugindustrie gestattet, auch die höchstfliegenden Pläne zu verwerten.

Dipl.-Ing. Seppeler: Zu der von Herrn Drexler gestellten Aufgabe, einen Teil des Kühlwassers im Motor zu zerlegen, den freiwerdenden Wasserstoff zu veranlassen beim Aufschlusse der schweren Kohlenwasserstoffe sich an die Kohlenstoffe anzulagern, und dadurch deren vollkommene Verbrennung zu ermöglichen, finden Sie in Abb. 15 bereits eine erprobte Versuchseinrichtung von mir, in Form einer Doppelpumpe mit 2 verschiedenen Vorratsgefäßen, von denen das eine schweren Kohlenwasserstoff, das zweite Wasser mit Katalysatoren und ähnlichem enthält. Mit dieser Einrichtung konnten Kohlenwasserstoffe, die wegen zu geringer Zündgeschwindigkeit normalerweise zur Verbrennung im Flug- oder Fahrzeugmotor ungeeignet sind, durch zwangsweises Zuführen von Wasserspuren mit oder ohne Katalysatoren unter rauchfreier Verbrennung bei hoher Kolbengeschwindigkeit und guter Wärmeausnützung verarbeitet werden.

Die Aufbereitung des Brennstoffes und die Wasserzerspaltung tritt hier im Verbrennungsraume ein, die dazu erforderliche Wärme wird zum Teil der überschüssigen Wandungswärme, zum Teil den durch die Auspuffgase erhitzten Leitungsorganen entnommen, im übrigen aber, durch den Verdichtungsvorgang bestritten. Das letztere ist nun ein Wärmeaufwand, der aus der in Arbeit umgesetzten Wärme über den Motor und seinen Wirkungsgrad zu leisten ist und deshalb unwirtschaftlich bleibt, und besser wie Herr Drexler anregt, außerhalb des Motors vor sich ginge, unter weitgehender Hinzuziehung der im Kühlwasser und Auspuff vorhandenen Wärmemengen, vielleicht auch unter Brennstoffvorverbrennung zur Druck- und Temperatursteigerung.

Auf Grund der Einblicke, die ich bei ausgedehnten Versuchen erhielt, glaube ich, daß das Verfahren durchführbar ist und eine Zukunft, sowohl für unsere Motoren, wie auch für unsere Kohlenstoffwirtschaft bedeutet.

Die Verwirklichung dieses Veredlungsvorganges wird aber an einer Reihe von zusätzlichen Konstruktionsteilen gebunden sein, deren Gewicht das PS-Gewicht unnötig belasten dürfte, so daß ich mir hieraus für den Flugmotor an und für sich noch keine Entwicklungsmöglichkeiten verspreche.

Mit dem weiteren Zunehmen der Hubräume unserer Flugmotoren und Abnehmen der mittleren Kolbendrücke, wie für die kommende Entwicklung kennzeichnend, erhalten wir bisher ungewohnt hohe Reibungs- und niedrige Wärmebeanspruchungsverhältnisse. Während man früher bei Viertaktwirkung und Bodenleistung die in einem Zylinder umsetzbare Wärme kaum beherrschen konnte, und somit Zweitaktwirkung mit verdoppelter Wärmeentwicklung vollständig außerhalb des Anwendbaren lag, zwingt uns heute die beträchtliche Reibung der großen aber gering belasteten Kolben zur Rückkehr zum Zweitaktverfahren, ferner zur Umschau nach Getrieben, die geringere Bahndrücke erzeugen wie unser bewährter Kurbeltrieb, zur Verbesserung des bei überbemessenen Motoren schlechten mechanischen Wirkungsgrades.

Bei Anwendung von Einspritzpumpen kann man, wie meine Versuche gezeigt, viel leichter jegliche Brennstoffvergeudung vermeiden, durch bessere Zerstäubung, besseres Einhalten eines gleichbleibenden Gemischheizwertes, und durch die daraus sich ergebende Möglichkeit dauernd mit ärmeren Gemischen arbeiten zu können. Somit werden auch die an Kühlung und Auspuff abgehenden Wärmemengen sehr viel geringer, wodurch einmal die Rückkehr zur Luftkühlung oder, wenn das nicht gewünscht, die Vereinigung des Kühlers mit dem Motor möglich wird.

Die gezeigten Entwicklungsgänge stehen demnach mit der Dieselwirkung nur in ganz nebensächlichem Zusammenhange. Sie beruhen nur auf der Eigenart des Flugmotors, bei sehr geringen Luftdichten mit den geringsten Betriebs- und Baugewichten auszukommen.

Bezüglich der großen Geschwindigkeiten und der dazu nach Meinung von Herrn Lanz erforderlichen großen Flughöhen, möchte ich bemerken, daß es bisher noch nicht ernstlich versucht wurde, in Höhen von 4 und 6000 m wirtschaftlich schnell zu fliegen. Es ist dies auch nicht zu verwundern, da bisher nicht einmal der überbemessene Flugmotor mit bis zu diesen Höhen gleichbleibender Leistung, so naheliegend und einfach er ist, verwirklicht wurde.

Ist er geschaffen, so müßte man abweichend von bisher die Flugzeuge so bauen, daß sie bei der Reisehöhe von 4 bis 6000 m den günstigsten Anstellwinkel, d. h. das beste Verhältnis zwischen Auftrieb und Stirnwiderstand hätten. Das ergibt, gegen bisher, sowohl beträchtlichen Geschwindigkeits- wie auch Tragvermögenszuwachs, was für sehr lange Zeit noch ausreichen dürfte, weil über 6000 m die Gesundheitsverhältnisse für den Menschen mit der Dauer unerträglich werden. Derart gebaute Flugzeuge haben weiter die große Annehmlichkeit, daß sie in Erdnähe, zumal bei starker Vergrößerung des Anstellungswinkels, trotz großer Hubkräfte, äußerst geringe Vorwärtsgeschwindigkeiten aufweisen, was Landungsschwierigkeiten und die Anforderungen an die Güte der Flugplätze in gleichem Maße herabschraubt, wie die Gefahren bei Notlandung und Abfliegen von unwegsamem Gelände.

Der leichte überbemessene Motor mit gleichbleibender Leistung bis zu 4000 oder 6000 m wird demnach die Sicherheit und Wirtschaftlichkeit des Fliegens in bisher noch ungeahnter Weise erhöhen.

Um dieses zu beschleunigen, und weil die bisher gebauten Prüfeinrichtungen: »Versuchbahnen, Meßnabe« vollständig versagt haben, müssen Höhenprüfstände nach Abb. 2 u. 3 beschafft und in Betrieb genommen werden, die in einfachster Weise Aufschluß über das Zusammenarbeiten von Flugzeug, Motor und Schraube geben und so, ohne große Kosten die Grundsteine für die Weiterentwicklung legen.

IV. Die Modellversuchsanstalt in Göttingen.[1]

(Mit Lichtbildern.)

Vorgetragen von **L. Prandtl.**

Meine Herren! Meine Absicht ist, Ihnen eine kurze Schilderung zu geben, wie es in der Göttinger Modellversuchsanstalt aussieht. Mehr habe ich nicht beabsichtigt. Ich hätte vielleicht mein Thema etwas anders gewählt, wenn ich geahnt hätte, daß der Beschluß gefaßt wird, die nächste Sitzung in Göttingen abzuhalten. Aber da der Vortrag mit Lichtbildern ist, konnte ich ihn im Augenblick nicht mehr umstellen, und so wollen Sie also entschuldigen, wenn in dem Vortrag manches vorkommt, was die Herren, die uns die Ehre schenken werden, nach Göttingen zu kommen, dort bei der Führung noch einmal zu hören bekommen mit Rücksicht auf diejenigen, die dann neu dazukommen werden.

Ich möchte zu Beginn ein paar Worte darüber sagen, wie es gekommen ist, daß eine solche Anstalt gerade in Göttingen entstanden ist, und unter welchen Bedingungen sie entstanden ist.

Der Anfang leitet sich her von der Motorluftschiff-Studiengesellschaft, die 1906 gegründet worden ist. Ich bin seinerzeit auf Vorschlag des geistigen Leiters der Göttinger Mathematik und Physik, Felix Klein, durch Exzellenz Althoff, der ja der eigentliche Gründer der Motorluftschiff-Studiengesellschaft war, in deren technischen Ausschuß gewählt worden und habe dort darauf hingewiesen, daß ähnliche Modellversuche ausgeführt werden müßten, wie es im Schiffbau schon längst üblich war. Die Sache fand Beifall und die Motorluftschiff-Studiengesellschaft bewilligte nach meinen Vorschlägen eine Summe von M. 20000. Mit dieser Summe ist diese erste kleine Anstalt in Göttingen im Spätherbst 1907 zu bauen begonnen worden. 1908 wurde sie fertig und eingerichtet. Dann wurde allmählich die Einrichtung, die ja aus dem Nichts geschaffen werden mußte, erprobt, und 1909 waren wir dann an der praktischen Arbeit. Diese kleine Anstalt hat während des Krieges noch fest gearbeitet und hat einen großen Teil des Versuchsmaterials, das in den technischen Berichten der Flugzeugmeisterei mitgeteilt ist, ausgeführt. Sie war von vornherein ein Provisorium, deshalb ist es klar, daß sie auf die Dauer nicht genügen konnte. Sie war auch mit zu kleinen Mitteln gemacht. Es war ja seinerzeit richtig, nicht gleich groß zu bauen, sondern erst die Verhältnisse zu studieren. Der kleine Bau hat aber darüber hinaus, daß er Studienobjekt für eine endgültige Anstalt war, auch praktische Arbeit genug geleistet.

Die Bestrebungen für einen zweiten Bau gehen ziemlich weit zurück. Eine erste Denkschrift habe ich im Februar 1911 verfaßt. 1912 gewannen wir dafür das Interesse der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft zur Förderung der Wissenschaften. Es war wieder Felix Klein, der mich dazu ermunterte, und es war — das muß ich hier ganz besonders betonen —, unser bisheriger Vorsitzender, unser jetziges Ehrenmitglied, Herr Geheimrat v. Böttinger, der die keineswegs leichten Verhandlungen bei der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft mit solcher Energie gefördert hat, daß wir 1914 so weit waren, daß das Projekt nahe vor der Verwirklichung stand.

Es kam der Krieg und brachte unsere Pläne zum Stillstand. Man rechnete ja mit einem kurzen Krieg; niemand dachte daran, sofort die wissenschaftliche Arbeit stärker aufzunehmen. Aber zu Beginn des Jahres 1915, als man sah, daß die Sache länger dauern würde, fingen wir auf einem neuen Wege wieder an, unser Ziel zu erreichen, und zwar diesmal mit Unterstützung der Militärbehörden. Die Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft hatte auf Grund einer Eingabe von mir, die im übrigen durch unseren Ehrenvorsitzenden, den Prinzen Heinrich, wesentlich gefördert worden ist, erreicht, daß die Kriegsverwaltung einen Betrag von zunächst M. 200000, der später auf M. 300000 erhöht wurde, à fonds perdu zu der Anstalt gab. Auf dieser Grundlage konnten wir etwas Großes und nach dem Stande unserer Technik Vollendetes schaffen. Es war uns der Weg geebnet, um die Pläne, die wir hatten, zu verwirklichen, und zwar in einem über das Projekt von 1912 erheblich hinausgehenden Maßstabe.

Natürlich gab es schon 1915, noch viel mehr aber während der eigentlichen Bauzeit, allerhand Hemmnisse. Der Bau unterlag manchen Schwierigkeiten, ebenso die Lieferung der Apparate, und so verzögerte sich, nachdem wir im Herbst 1915 den Grundstein gelegt hatten, die Betriebseröffnung bis zum Ausgang des Winters 1916/17. Seit dieser Zeit ist die Anstalt tätig und hat unter dauernder Vermehrung des Personals für die Bedürfnisse der Heeresverwaltung und der Flugzeugfabriken gearbeitet. Daneben ist die wissenschaftliche Arbeit nicht vernachlässigt worden. Darüber konnte ich Ihnen ja im vorigen Jahre in Hamburg in einem theoretischen Vortrag berichten.

Die Anstalt hat zuletzt, wie ich hier erwähnen will, ein Personal von 50 Köpfen gehabt, Ingenieure, Angestellte und Arbeiter zusammengenommen. Jetzt ist diese Belegschaft wieder auf ein Drittel dieser Zahl eingeschrumpft. Es ist klar, daß ein solcher Hochbetrieb — wir haben damals in zwei Schichten täglich gemessen — nach dem Kriege nicht mehr aufrechterhalten werden konnte. Es war auch das Bedürfnis nicht mehr dazu vorhanden. Lange Zeit waren wir in banger Sorge, ob wir die Anstalt nicht überhaupt aus Mangel an Mitteln schließen müßten. Denn sie war doch im Kriege nicht lange genug im Betrieb, um selbst Geld in nennenswerter Menge zu verdienen. Sie hat dauernd Zuschüsse der Heeresverwaltung gebraucht, die für alle ungedeckten Unkosten großmütig aufkam. Wir haben jetzt die Hoffnung, daß die Anstalt, die in den letzten Jahren so von der Hand in den Mund leben mußte, auf feste Füße gestellt werden wird. Ich will erwähnen, daß sich am 3. Dezember ein Verein gegründet hat, der mit Mitgliederbeiträgen von M. 1000 aufwärts die Anstalt stützen will, zunächst auf fünf Jahre, und ich möchte auch in diesem Kreise an diejenigen, die in der Lage sind, die Anstalt in dieser Weise zu stützen, und die der Ansicht sind, daß sie gestützt werden soll, den Appell richten, mit möglichst hohen Beiträgen diesem Verein beizutreten. Ich will nicht unerwähnt lassen, daß die Aussicht besteht, etwa die Hälfte der Betriebskosten der Anstalt aus Reichs- und Staatsmitteln zu decken, während die andere Hälfte von der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft, der Göttinger Vereinigung zur Förderung der angewandten Mathematik und Physik und diesem neuen Unterstützungsverein zusammengebracht werden soll. Es besteht begründete Hoffnung, daß wir auf dieser Grundlage wenigstens die nächsten Jahre hindurch noch so weiter arbeiten können, wie wir es in dem letzten Jahre getan haben.

---

[1]) Der Wortlaut des Vortrags ist auf Grund des Stenogramms wiedergegeben. Eine wesentlich ausführlichere Beschreibung wird in einiger Zeit in einem Buch erscheinen, das die Forschungsergebnisse der Anstalt zum Hauptinhalt haben wird.

Ich möchte nun nach diesen Vorbemerkungen dazu übergehen, Ihnen die Bilder vorzuführen, die Ihnen die Entwicklung der Anstalt zeigen.

Was ich Ihnen in Abb. 1 und 2 zeige, das ist die alte kleine Anstalt in den Ausmessungen 9 × 11 m. Sie erkennen im Grundriß den ringförmig geschlossenen Kanal, in den ein Schraubengebläse (V) einen Windstrom so in Bewegung setzt, wie die Pfeile angeben. Verschiedene Beruhigungs-Einrichtungen und und Umlenkschaufeln dienen dazu, einen möglichst verlustfreien und störungsfreien Strom hervorzurufen. An der Versuchsstelle erkennen Sie ein Luftschiffmodell (M).

Ich habe dieses Bild hauptsächlich deshalb gezeigt, obwohl es ja aus älteren Aufsätzen bekannt ist, weil Sie daran die Entwicklung sehen, die die Konstruktionsidee genommen hat. Mit Einzelheiten möchte ich mich bei diesem Bild nicht mehr befassen.

In dem Schnitt durch das Haus erkennen Sie wieder die Versuchsstelle mit dem Modell, links sehen Sie in der einen Hälfte das Gebläse und in der anderen Hälfte den sog. Gleichrichter (G_1) dargestellt, ein System von parallelen Kanälen, das die Querströmungen beseitigen soll.

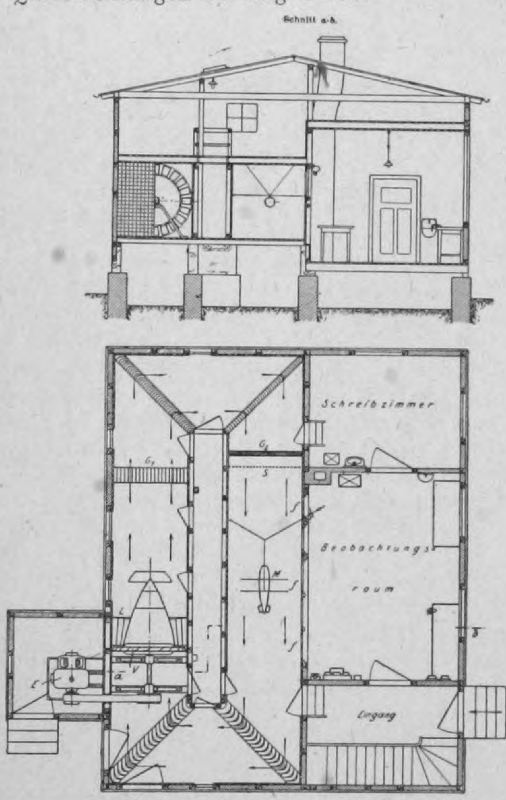


Abb. 1 und 2. Alte Anstalt. Unten: Grundriß, oben: Schnitt *a-b* (V = Ventilator, L = Leitvorrichtung, G_1 und G_2 grober und feiner Gleichrichter, S = Sieb, M = Modell, f = Fenster).

In Abb. 3 sehen Sie die alte Anstalt in dem Zustand kurz vor dem Abbruch 1918. Ich möchte zu dem Abbruch erwähnen, daß wir 1918 den Entschluß gefaßt haben, die beiden räumlich ziemlich weit getrennten Anstalten zu vereinigen. Die alte war auf einem gepachteten Grundstück errichtet, woraus sich die Eigenschaft des Provisoriums besonders deutlich ergibt.

Im Gegensatz zu diesem Bild steht nun Abb. 4, die Ansicht der neuen Anstalt von Osten. Hier ein solid gebautes Haus, eine Halle aus Eisenbeton, die die Versuchseinrichtungen enthält, und vorn ein Bureaugebäude, das Bureau, Werkstatt und Wohnung des Hauswarts enthält. Rechts sehen Sie den Neubau der verlegten kleinen Anstalt, die mit gewissen Verbesserungen jetzt nahezu fertig ist. Sie sollte im Spätherbst 1918 fertig werden, aber den Nachdruck, mit dem gebaut werden sollte, konnten wir nach dem Waffenstillstand nicht aufrechterhalten. Es mangelte bald an Zement, dann war eine Holzlieferung nicht vom Harz herauszubringen wegen Waggonmangel usw. Mit derartigen lieblichen Dingen möchte ich Sie aber nicht weiter aufhalten.

Bei Abb. 5 und 6 müssen wir etwas länger verweilen. Die erstere ist ein Längsschnitt durch die Versuchshalle und den Versuchskanal. Die Halle wird von einem Hand-Laufkran für 4 t bestrichen. Über die Baulichkeiten will ich hier nicht mehr viel sagen. Der Versuchskanal ist auch hier ein vollständiger Umlauf. An dem Kanal wird Ihnen jedoch auffallen, erstens, daß er einen veränderlichen Querschnitt hat, und zweitens, daß er an der Versuchsstelle unterbrochen ist. Die freie Versuchsstelle haben wir dem Vorbild von Eiffel entnommen. Man erkennt in Abb. 5 die Eiffelsche Düse und den Auffangtrichter, aber im Gegensatz zu Eiffel, dessen Versuchs-

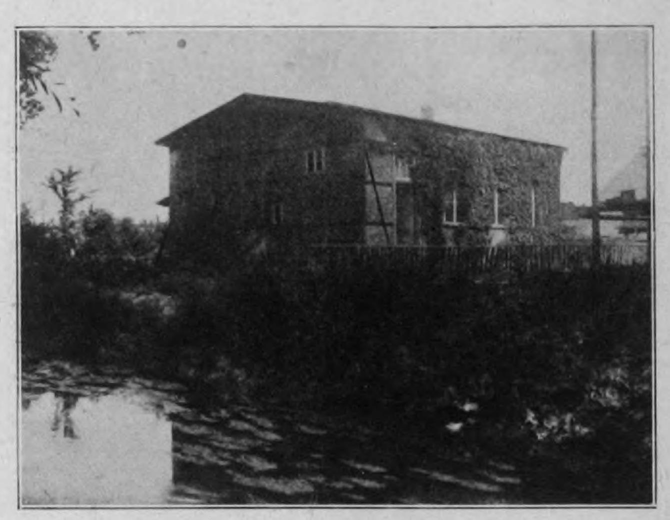


Abb. 3. Alte Anstalt, Außenansicht kurz vor dem Abbruch.

kanal an der Düse anfängt und hinter dem Gebläse zu Ende ist, und der deshalb, weil an der Meßstelle Unterdruck vorhanden ist, eine luftdichte Kammer haben muß, in der der Experimentierende sich einschließen muß, haben wir die Rückleitung des Luftstroms eingeschlossen und sind dadurch in der Lage, den Versuchsplatz vollständig frei zugänglich zu machen. Wir können mit dem Kran an den Versuchsplatz heran und wir können, was ich hier gleich erwähnen will, die Versuchsgeräte, die Eisenbahnräder haben, auf Schienen fahren. Die Gleisanlage ist aus dem Grundriß Abb. 6 zu erkennen. Um mehr Platz zum Abstellen von Versuchseinrichtungen zu gewinnen, hat die Halle links und rechts zwei Vorbauten erhalten, von denen einer in Abb. 4 zu erkennen ist. Wenn

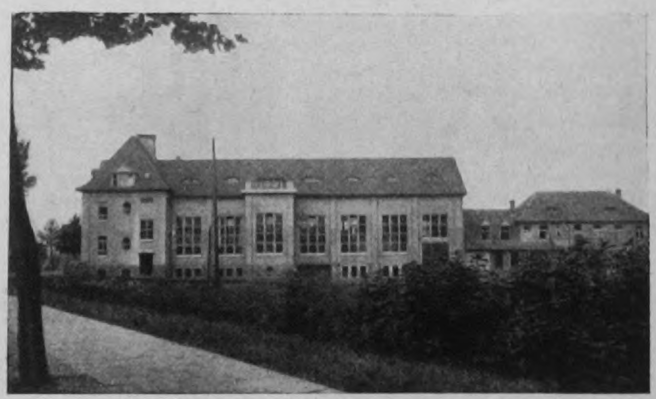


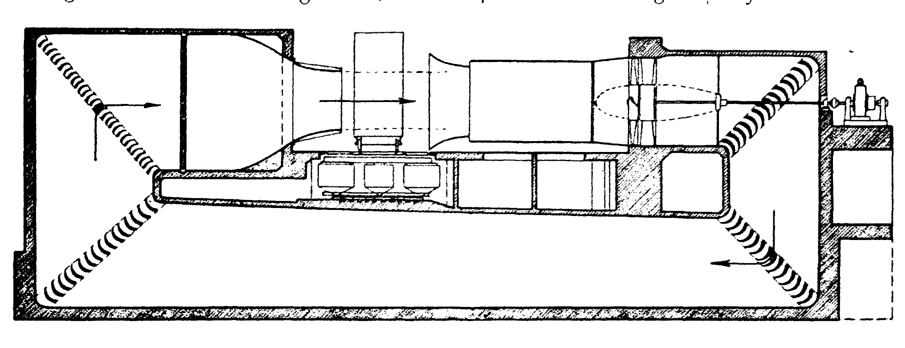
Abb. 4. Neue Anstalt, Ansicht von Osten.

wir also erst einen Tragflügelversuch haben, und es kommt dann ein Schraubenversuch daran, so kann der letztere in einem der Vorbauten vorbereitet werden, und es kann der Schraubenprüfwagen hereingefahren werden, und der Versuch kann beginnen.

Das ist ein großer Vorteil dieser Anlage. Ein anderer Vorteil des Rückführungskanals ist auch der, daß durch die geordnete Luftführung, wo die Luft in den Ecken durch gut geformte Leitschaufeln umgelenkt wird, der Luftstrom sehr ruhig und gleichmäßig wird.

Eine andere Besonderheit, die ich schon in einer ganz alten Göttinger Einrichtung für Wasserströmung hatte, ist die, daß hinter dem Gebläse der Querschnitt sich ganz allmählich

erweitert und daß er kurz vor der Meßstelle stark zusammengezogen wird. Wir haben einen Querschnitt von 20 m^2 vor der »Düse« und im Versuchsquerschnitt 4 m^2. Es wird also die Geschwindigkeit auf das Fünffache erhöht, die lebendige Kraft auf das Fünfundzwanzigfache, was zur Folge hat, daß die Unregelmäßigkeiten, die bei der Zuströmung erfolgen, nur Beträge von $^1/_{25}$ der lebendigen Kraft betreffen, die hinterher vorhanden ist. Es ist also ohne eine besondere Ausregulierung auf die Weise sichergestellt, bis auf 4 vH der lebendigen



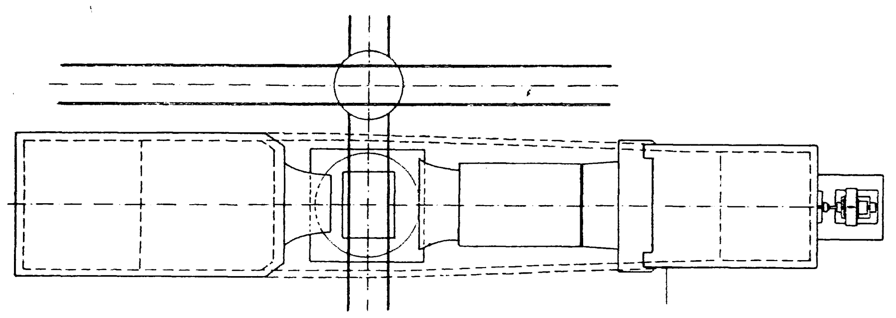


Abb. 5 und 6. Neuer Windkanal, Längsschnitt und Grundriß.

Kraft oder 2 vH der Geschwindigkeit Gleichförmigkeit im Versuchsquerschnitt zu haben, wie ungleichförmig auch der Zustrom sei. Da auch in diesem schon eine leidliche Gleichförmigkeit herrscht, ist sie im Versuchsquerschnitt sehr befriedigend. Im Gegensatz zur alten Anstalt, wo wir die Gleichförmigkeit nur durch mühsame Retusche erhalten konnten, die im Laufe der Zeit öfter nachgearbeitet werden mußte, haben wir hier auf den ersten Schlag einen so gleichförmigen Luftstrom erhalten, wie es nur notwendig war.

Durch die geschilderte Anordnung wird auch sehr an Kraft gespart. In der alten Anstalt hatten wir dadurch, daß alles in demselben Querschnitt vor sich geht, daß also die Gebläsewirbel bei derselben Strömungsgeschwindigkeit in den Beruhigungseinrichtungen vernichtet werden, sehr große Energieverluste. Die Anstalt war in dem Punkt wenig wirtschaftlich. Bei der neuen Anlage ist auf größte Wirtschaftlichkeit gesehen worden. Wir haben deshalb die Beruhigungseinrichtung, nämlich einen sehr engen Gleichrichter mit Kanälen von etwa einem Durchlaß von Daumendicke an die Stelle der kleinsten Geschwindigkeit gelegt, wodurch in der Tat wenig Energie verloren geht. Die Ausströmungsenergie aus der Düse wird, abgesehen von den Verlusten in der freien Strecke, für den weiteren Kreislauf verwertet, indem der ganze Strom ja wieder aufgefangen wird. Auf diese Weise wird die Luftleistung, also der Transport an kinetischer Energie durch den Versuchsquerschnitt — nahezu das Anderthalbfache von der Gebläseleistung an der Antriebswelle des Gebläses. Das ist dadurch möglich, daß die kinetische Energie durch das Auffangen zum Teil zurückgewonnen ist. Wir haben also an der Gebläsewelle nur etwas über $^2/_3$ der Luftleistung zu leisten. [1])

Es ist weiter zu sprechen über die Motorenanlage. Wir haben in Göttingen Drehstrom zur Verfügung, der ja eine Drehzahlregelung nur schwer gestattet. Infolgedessen haben wir uns einen Umformer hingestellt, einen Drehstrommotor, der eine Dynamomaschine treibt, durch die der Gebläsemotor angetrieben wird. Mit diesem Maschinensatz ist noch eine kleinere Dynamomaschine für den Antrieb der Schraubenprüfanlage und eine Erregermaschine gekuppelt.

[1]) Beim mündlichen Vortrag war irrtümlicher Weise das Verhältnis beider Leistungen als nahe zu 1 : 2 bezeichnet worden.

Die beiden Dynamos sind sog. Leonarddynamos, sind also in der bekannten Schaltung ausgeführt, daß sie mit veränderlicher Spannung arbeiten, so daß die Gebläsewelle mit allen Drehzahlen arbeiten kann. Wir können die Gebläsewelle mit 50 Umdrehungen und mit 1100 Umdrehungen in der Minute laufen lassen und mit allen Drehzahlen dazwischen. Hierzu ist ein Reglersystem aus je einem Grobregler und einem Feinregler bestehend, vorhanden, das auf die Felderregung der Dynamos einwirkt. Der Feinregler ist in der neuen Anstalt ebenso wie in der alten automatisch betätigt durch eine Druckwage, durch den »Druckregler«.

Abb. 7 gibt ein Schema des Druckreglers. Das ist reichlich verwickelt, und ich möchte hier seine Einrichtung nicht bis ins einzelne erklären. Das Wesentliche ist folgendes: der Überdruck, der in dem Düsenkasten herrscht, also in dem Raum, in dem die Verengung von 20 m^2 auf 4 m^2 vor sich geht, wird in das mit einer Sperrflüssigkeit gefüllte Gefäß unter einen Becher geleitet. Die Abbildung zeigt, wie durch den Druck der Spiegel innen tiefer steht als außen. Dem entspricht ein Auftrieb des Bechers, der auf die Wage wirkt (H = Waghebel). Die Wage ist durch unten aufgelegte Gewichte beschwert. Es ist ein Gewichtssatz, der so abgestuft ist, daß wir durch Auflegen der Gewichte 10, 15, 20 usw. bis 50 m/s Windgeschwindigkeit einstellen.

Die Einrichtung ist in der neuen Anlage vollautomatisch, während in der alten noch eine grobe Regulierung von der Hand dazu nötig war. Wir brauchen in der Tat hier, wenn die Wage erst einmal belastet ist, nur auf einen Knopf zu drücken, und die ganze Maschinerie setzt sich in Bewegung und

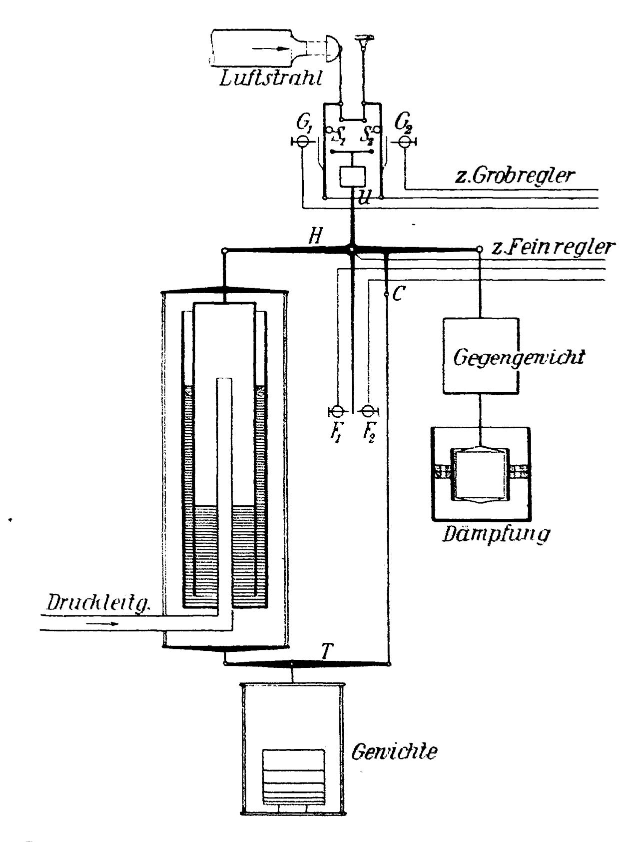


Abb. 7. Schema des Druckreglers (H = Wagebalken, F_1 und F_2 = Feinreglerkontakte, G_1 und G_2 = Grobreglerkontakte, S_1 und S_2 = Anschlagstifte, U = Astasierungsgewicht).

stellt sich auf die Geschwindigkeit ein, bei der die Wage spielt. Durch Drücken auf einen anderen Knopf stellt sich die ganze Maschinerie wieder ab.

Ich habe noch nicht von der Leistung gesprochen. Es handelt sich um eine Leistung von 300 PS an der Gebläsewelle. Wenn man an ein so kleines Elektrizitätswerk wie das Göttinger angeschlossen ist, ist man genötigt, auf das Werk Rücksicht zu nehmen und nicht allzu große Belastungsstöße zu machen. Der automatische Regler sorgt dafür, daß die Einschaltung genügend langsam vor sich geht.

Die Einrichtung will ich ganz kurz andeuten. Die Grobreglersteuerung ist in Abb. 7 oberhalb des Wagebalkens zu erkennen. Sie ist durch eine besondere Einrichtung mit einer Vorspannung versehen, so daß sie nur in Tätigkeit treten kann, wenn die Wage um grobe Beträge einseitig belastet ist. Sobald die Sache ungefähr stimmt, ist der Grobregler ausgeschaltet, und der Feinregler übernimmt die Arbeit, dessen Kontakt in Abb. 7 unter dem Wagebalken zu erkennen ist. Es ist nun dafür gesorgt, daß der Feinregler, wenn er an das Ende seiner Regulierung kommt, den Grobregler eine Stufe weiter schaltet und dann noch eine Stufe, und dies in einem langsamen Tempo, so daß, sobald die Sache stimmt, der Feinregler seine Arbeit wieder übernimmt.

Es war bei dieser Regulierung die Schwierigkeit vorhanden, daß nicht wie bei einer Dampfmaschine auf eine ganz bestimmte Drehzahl zu regulieren war, sondern die Sache mußte gehen bei Geschwindigkeiten von 5 bis 50 m, also in einem Bereich von 1 : 10. Diese Anforderung wird an keinen Kraftmaschinenregler gestellt. Infolgedessen hatten wir auch nötig, allerhand Witze aufzubringen, auf die wir, wie ich gern bestätigen will, erst im Laufe der Zeit gekommen sind: z. B. eine Stabilisierung des Waghebels durch das Gestänge *C*, *T*. Der Waghebel wird hierdurch um so steifer in seinen Schwingungen, je mehr Gewichte daran hängen. Er ist durch das über dem Drehpunkt angebrachte Gewicht *U* so ausbalanciert, daß er fast astatisch schwingt, wenn die Wage unbelastet ist.

Es sind noch mehr Einzelheiten daran, die hier auf dem Bilde nicht angegeben sind, und über die ich aus Mangel an Zeit nicht weiter sprechen will, so z. B. eine Art von »Rückführung« zur Verhütung des Überregulierens, eine verstellbare Dämpfung zur Beruhigung von Schwingungen u. s. w.

Wir kommen jetzt zu den Versuchseinrichtungen. Zunächst in Abb. 8 ein genaueres Bild der Düse. Hierbei ist zu erwähnen, daß die Düse etwas drehbar ist. Man kann sie etwas auf und ab und rechts und links schwenken. Das ist nötig zur Justierung, wenn z. B. der Luftstrom etwas in die Höhe gerichtet ist. Man zerlegt ja die Kräfte an der Wage nach der Senkrechten und nach der Wagerechten. Bei der Eichung dieser Wage kommt nämlich die Schwere zur Wirksamkeit, denn man hängt dabei an die Wage Gewichte und sieht, wie die horizontale und vertikale Wage ausschlägt. Wenn der Luftstrom nicht wagrecht ist, ergibt sich also eine ungenaue Komponenten-Zerlegung, und da die Widerstände klein, die Auftriebe groß sind, macht der Fehler im Widerstand durch eine Komponente des Auftriebs sehr viel aus. Wir machen deshalb eine Kontrollmessung, indem wir einen Tragflügel einmal mit der gewölbten Seite nach oben und ein anderes Mal mit der gewölbten Seite nach unten messen. Das muß das Gleiche ergeben. Wenn nicht, dann steht die Düse falsch. Das ist ein wesentlicher Gesichtspunkt für genaue Messungen.

Abb. 8 zeigt eine Anordnung, die wir besonders in der ersten Zeit, als unsere Versuchseinrichtung noch nicht ganz fertig war, benützt haben, um einfache Widerstände zu messen. Das Modell hängt an den senkrechten Drähten. Der Draht unten mit dem Gewicht dient dazu, um den wagrechten Meßdraht in Spannung zu halten. Dieser verzweigt sich in der Düse in zwei Drähte, wobei sich der zu messende Widerstand in zwei Kräfte nach diesen Richtungen zerlegt. Der eine Draht führt zu einer Wage, die oben auf dem Düsenkasten steht, an der dann die Kraft abgelesen werden kann. Diese Einrichtung haben wir besonders benutzt, um naturgroße Objekte in den Versuchsstrom hereinzuhängen und ihren Widerstand zu messen. Verschiedene veröffentlichte Messungen sind auf diese Weise gemacht worden.

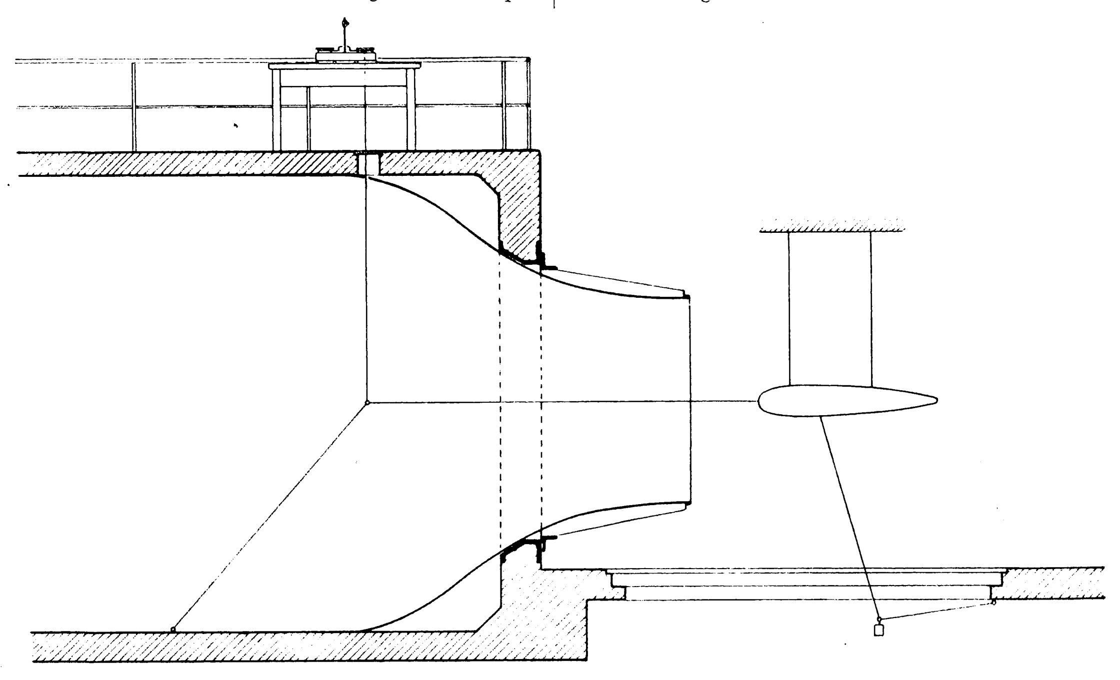


Abb. 8. Düse und Modellaufhängung für einfache Widerstandsmessung.

Abb. 9 zeigt eine Ansicht der Düse. Man erkennt hier eine Reihe von diagonal gespannten Stangen; diese dienen dazu, die erwähnte Justierung auszuführen. Die Düse selbst ist aus Blech auf einem Holzrahmen erbaut. Sie wird von einem Gußeisenring an der Mauer und von einem mit den Spannstangen an diesem befestigten leichten Eisenfachwerk getragen. Im übrigen wäre vielleicht dem, was ich über den Versuchskanal sagte, noch anzufügen, daß dieser, abgesehen von der Strecke zwischen der Düse und dem Gebläse, die aus Holz und Eisen gebaut ist, aus Eisenbeton besteht. Diese Bauart hat sich sehr bewährt. Auch die Umlenkschaufeln sind aus Eisenbeton gemacht, ähnlich wie Kanalisationsröhren hergestellt werden, und einfach mit dem Kran eingesetzt und vermauert.

Die Einrichtung, die im Vordergrund von Abb. 9 dargestellt ist, dient zur Messung von Geschwindigkeitsverteilungen in dem Luftstrom, einerseits zur Prüfung der Gleichförmigkeit des Luftstroms, anderseits aber auch zur Ausmessung des Geschwindigkeitsfeldes in der Umgebung der Körper. Die Versuchseinrichtung ist noch verhältnismäßig neu, wir haben erst einige Versuche damit gemacht. Sonst hätte ich Ihnen ein Diagramm der Gleichförmigkeit des Luftstroms hier projiziert. Wenn ich es nicht tue, liegt es lediglich daran, daß unser registrierendes Manometer noch eines Umbaues bedarf, um wirklich sauber zu arbeiten. Aber ich denke, in Göttingen Ihnen derartige Diagramme vorlegen zu können. Die Ein-

richtung ist so, daß auf einem Wagen, der auf den beiden Holzschienen wagerecht verfahren werden kann, ein Turm aufgebaut ist, an dem ein zweiter Wagen lotrecht fährt, und durch diesen hindurch schiebt sich eine Lanze, die am Ende ein Staugerät trägt. Wir können so an alle Punkte hinkommen. Durch ein Schreibgerät für den Staudruck wird eine Linie aufgenommen, die bei einer dieser Bewegungen entsteht; wir können sowohl lotrecht wie wagerecht schreiben.

Abb. 10 und 11 zeigt eine Einrichtung, die sich am Versuchsplatz unter dem Fußboden befindet. (In Abb. 8 ist ihr

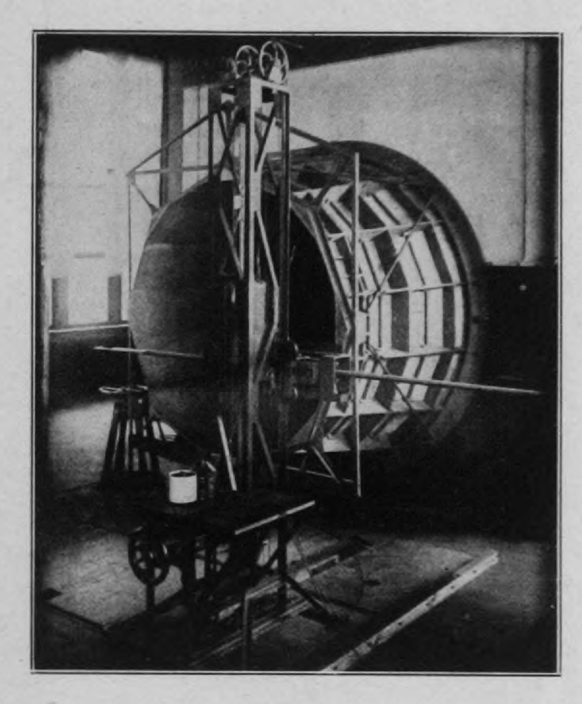


Abb. 9. Ansicht der Düse. Im Vordergrund: Apparat zur Aufzeichnung von Geschwindigkeits- und Druckverteilungen.

Platz leer gelassen, entsprechend dem Zustand Anfang 1917.) Das ist ein sehr merkwürdiges Objekt: eine Drehscheibe mit Schwimmern und mit einer Versenkung. Wenn nämlich die Versuchsgeräte, die ja zunächst auf Rädern stehen, hereingefahren sind, darf man sie nicht auf Rädern stehen lassen, sondern muß sie auf feste Füße stellen, weil nur so genaue Wägungen möglich sind. Infolgedessen muß man, um die ziemlich schweren Geräte — es handelt sich um 500 bis 1500 kg — auf feste Füße zu stellen, eine besondere Einrichtung haben. Wir haben die Anordnung getroffen, daß der mittlere Teil des Geleises auf vier Schraubenspindeln abgesenkt werden kann, so daß dann die Einrichtung auf feste Füße zu stehen kommt. Diese festen Füße stehen entweder außerhalb der Drehscheibe oder nach Bedürfnis auch auf der Drehscheibe, wodurch die ganze Meßeinrichtung um mäßige Winkel geschwenkt werden kann (so daß wir also z. B. eine Schraube auch einmal schräg anblasen können).

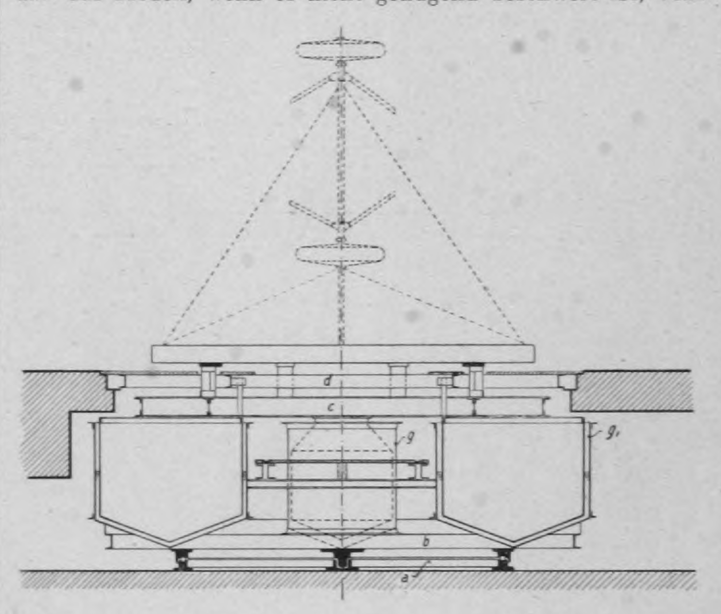
Die Einrichtung hat nun, abgesehen davon, daß man sie auf einen Laufkranz *a* drehen kann, die weitere Besonderheit, daß ein Teil davon schwimmen kann. Sie sehen auf Abb. 10 und 11 große Töpfe *g*, und zwar sind es vier an der Zahl. In dem unteren Bild ist die untere Hälfte Draufsicht, die obere Hälfte ist ein Schnitt unterhalb der Decke des Versuchsraumes.

Der sog. schwimmende Rahmen *c* wird, wenn man Wasser in die Töpfe *g* hineinfüllt, von den Schwimmern getragen. Durch verschiedene Wasserfüllung der Töpfe wird ein Auftrieb erzeugt von 0 bis 2000 kg, so daß wir die schwersten Gegenstände darauf zum Schwimmen bringen können. Das Schwimmen hat den Zweck, daß eine horizontale Verschieblichkeit nach allen Seiten vorhanden ist, so daß, wenn wir an dem Objekt eine oder mehrere Wagen anbringen, wir dadurch die Kräfte messen können, ohne mit Reibungen kämpfen zu müssen.

Sie sehen in Abb. 10 als Beispiel ein Fahrgestell, das mit der Achse senkrecht aufgebaut ist, einfach verspannt, wie der Mast eines Schiffes, und das nun angeblasen werden kann. Dadurch, daß alles auf einer Drehscheibe ist, können wir es von allen Seiten anblasen.

Allerdings will ich erwähnen, daß wir bisher nur die Einrichtung für reine Widerstandsmessungen eingebaut haben. Sie soll aber auch noch für Seitenkraftmessungen ausgebaut werden.

Das nächste Bild, Abb. 12, zeigt Ihnen das Schema derjenigen Meßeinrichtung, mit der wir vorwiegend gearbeitet haben, der sog. »Dreikomponentenwage«, die Auftrieb, Widerstand und Moment mißt. Sie ist nach dem Schema der wohlbewährten Einrichtung in der alten Anstalt gebaut mit einigen konstruktiven Verbesserungen und Einrichtungen, auch für größere Kräfte. Die Tragflächen werden gewöhnlich kopfüber aufgehängt, damit der Auftrieb uns die Drähte spannt, anstatt sie zu entlasten. Im umgekehrten Falle kann es vorkommen, daß das Modell, wenn es nicht genügend beschwert ist, vom



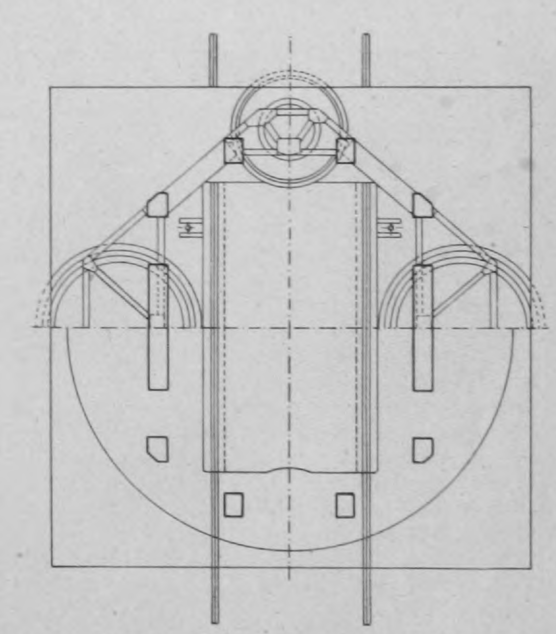


Abb. 10 und 11. Drehscheibe mit Schwimmern und Versenkung. Oben: Schnitt parallel der Windrichtung; unten: Grundriß, untere Hälfte = Draufsicht, obere Hälfte: Schwimmender Rahmen. (a = fester Laufkranz der Drehscheibe, b und d = fester Rahmen des drehbaren Teiles, c = schwimmender Rahmen, g und g_1 = Wassertöpfe, darin die Schwimmerkörper).

Auftrieb hochgehoben wird und bei dem hierauf folgenden Umkippen im Fallen die Drähte zerreißt. Auf die angegebene Weise jedoch kann nichts passieren. Wenn das Modell nicht schwer genug ist, um bei negativem Auftrieb zu halten, werden noch ein paar Gewichte an Spanndrähten darangehängt.

Das Modell ist aufgehängt an drei Systemen von Drähten: in der vorderen Ebene in einem Drahtsystem von drei Drähten (a, b, c), hinten an einem »V« (d, e) und außerdem einem letzten Draht (f) nach vorn, dem Luftstrom entgegengerichtet. Das sind sechs Drähte, entsprechend den sechs Freiheitsgraden des starren Körpers. Die Aufhängung ist statisch bestimmt, was sehr notwendig ist, damit alle Messungen glatt vor sich gehen. Irgendwelche derartigen Wägeeinrichtungen statisch bestimmt zu machen, ist ein durchaus wichtiger Grundsatz für eine zuverlässige Mehrkomponentenwage, auch bei der Ausbildung der Gelenke der Wage ist überall darauf Rücksicht genommen. Es sind hier, wie ich erwähnen will, bei der Ausbildung der Wagschneiden eine Reihe von neuen Konstruktionen erwachsen.

Sie sehen nun, daß das vordere Drahtsystem an einer Brücke (G_1) hängt und das hintere an einer anderen Brücke (G_2). Die Aufhängepunkte können beliebig auf den Brücken verschoben werden. Die Brücken hängen nun an Waghebeln, die zu je zweien durch eine Welle verbunden sind, so daß die Brücke parallel geführt ist. Auf der anderen Seite jedes vorderen Hebels (H_1 und H_2) greift je eine Zugstange an, die zu den mit A_1 und A_2 bezeichneten Pfeilen führt. In der Abbildung sind die Ablesewagen absichtlich weggelassen. Sie befinden sich in Wirklichkeit ungefähr da, wo die Buchstaben stehen.

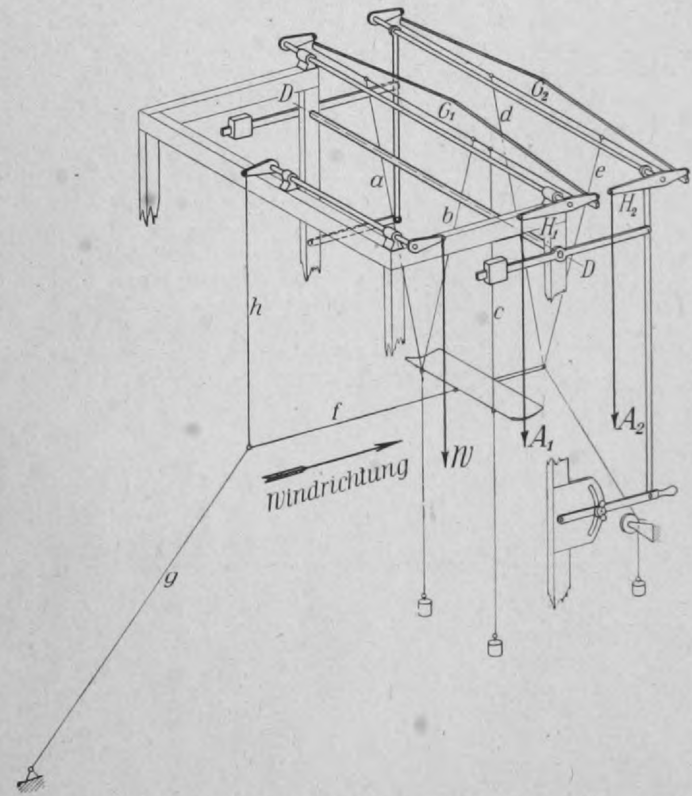


Abb. 12. Schema der Dreikomponentenwage. (W = Widerstandswage, A_1 und A_2 erste und zweite Auftriebswage. Ablesewagen sind fortgelassen).

Der Widerstandsdraht f überträgt wieder wie in Abb. 8 seine Kraft auf zwei weitere Drähte g und h, deren letzterer an dem Hebel der Wage W angreift.

Im übrigen bedarf es wohl keiner Erwähnung, daß in Wirklichkeit diese Achsen nicht etwa in Lagern laufen, sondern in wohlausgebildeten Wagschneiden. Die Lager sind hier nur gezeichnet, um das Schema einfacher zu machen. Wie in der alten Anstalt kann die Wage A_2 mit allem Zubehör gehoben und gesenkt werden, um den Anstellwinkel des Modells zu ändern. Dies geschieht mittels des Hebels, der unten rechts zu erkennen ist, den man in verschiedenen Höhenlagen einstellen kann. Bei der Verstellung dieses Hebels, der mit den anderen Konstruktionsgliedern ein Parallelogramm bildet, so daß der Anstellwinkel des Modells mit dem Winkel des Hebels, der an einer Gradteilung abgelesen werden kann, übereinstimmt, wird um den Hebel hier die Wage A_2 auf- und abgeschwenkt.

Die Wage W gibt den Widerstand, die Wage A_1 gibt den Auftriebsanteil in der vorderen Ebene, die Wage A_2 den Auftrieb in der hinteren Ebene. Natürlich wird die Messung so gemacht, daß man zunächst alle Wagen ohne Wind abliest bzw. mit Tariergewichten auf Null stellt, dann den Wind anstellt und jetzt mit Wind wieder abliest; die Differenz der beiden Ablesungen gibt die Windkraft. Man kann auf diese Weise mit beliebig schweren Modellen arbeiten. Unsere Modelle sind meist massiv aus Gips auf einer Blechunterlage hergestellt.

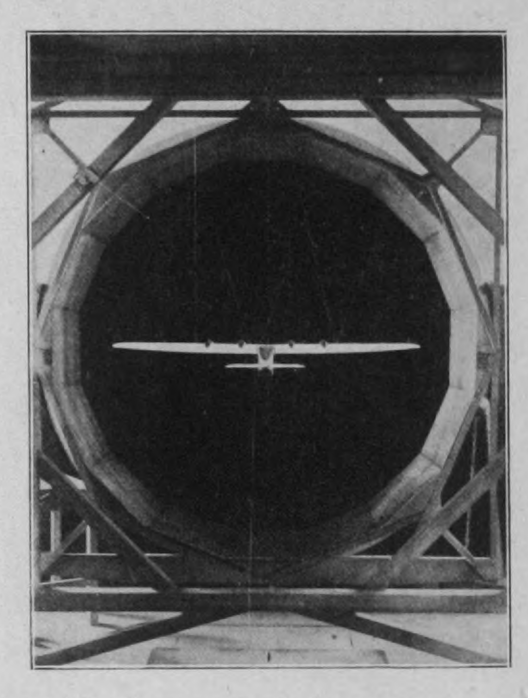


Abb. 13. Modellaufhängung zur Dreikomponentenwage, aus dem Auffangtrichter gegen die Düse gesehen.

In Abb. 13 sehen Sie ein Modell, gesehen aus dem Auffangtrichter, also von der Gebläseseite her gegen die Düse, mit seinen Aufhängedrähten. Man erkennt das vordere Drahtsystem a, b, c und das hintere Drahtsystem d, e. Der Widerstandsdraht ist nicht zu sehen, dagegen der vom Widerstandsdraht hochgehende Draht; der nach unten führende Draht ist ein Spanndraht, der die ganzen Drähte unter Spannung hält. Sie sehen im übrigen unsere Geschwindigkeitsmessung, die

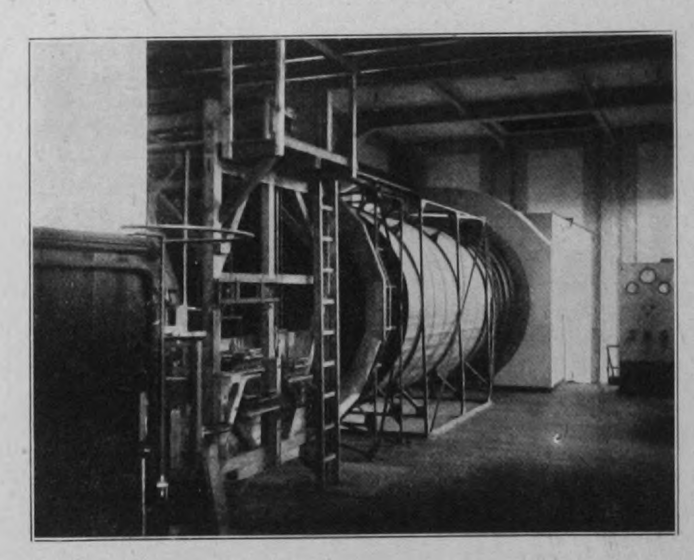


Abb. 14. Ansicht des Versuchsplatzes gegen das Gebläse. (Links die Dreikomponentenwage, ganz rechts die Hauptschalttafel.)

sehr einfach ist. Es ist ein kleines Staugerät, das oben links angebracht ist und in den Wind oben hereinreicht. Der Wind ist so gleichmäßig, daß wir nicht das Staugerät hin und her zu bewegen brauchen. Es genügt daher, es auf einen Punkt einzustellen.

Eine Ansicht vom Versuchsplatz aus gegen das Gebläse zeigt Abb. 14. Was Sie hier sehen, ist der Auffangtrichter und

das Rohr, das die Luft dem Gebläse zuführt. Dieses Rohr ist eingeschaltet, weil wir uns vorbehalten haben, hier noch eine Ableitung des Windes durch den Keller nach dem Freien und eine Ansaugung von Frischluft aus dem Freien in einem zweiten Kanal zum Gebläse zu machen, um solche Versuche durchzu-

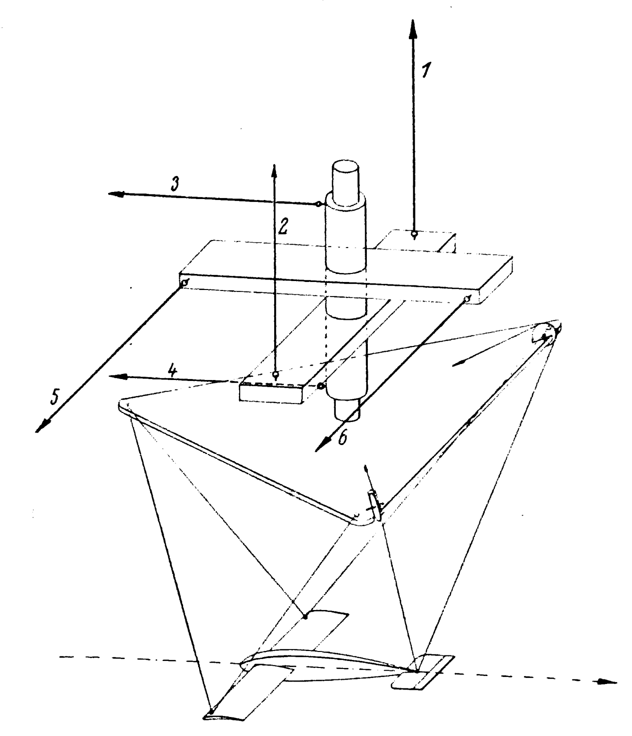


Abb. 15. Schema der Sechskomponentenwage (die Zugstangen 1 und 2 liefern Auftrieb und Querrudermoment, 3 und 4 Widerstand und Höhenrudermoment, 5 und 6 Seitenkraft und Seitensteuermoment).

Moment um die Hochachse. Diese Wage ist im wesentlichen fertig. Daß sie noch nicht im Betrieb ist, liegt hauptsächlich daran, daß wir während des Krieges nicht die Muße gehabt haben, diesen Apparat, der natürlich sehr kompliziert ist, fertig zu justieren. Wir sind aber jetzt daran und hoffen, bis zu Ihrem Besuch den Apparat im vollen Betrieb vorführen zu können.

Ich will hier nur die Idee zeigen. Das Modell hängt wieder an sechs Drähten, diese sind aber hier an einer starren Scheibe befestigt. Die Kräftezerlegung erfolgt nicht am Modell, sondern an dieser Scheibe. Sie sehen hier die einfach als Pfeile angedeuteten Zugstangen, die die sechs Kraftkomponenten liefern. 1 und 2 geben zusammen den Auftrieb und in ihrer Differenz geben sie das Moment um die Längsachse; 3 und 4 geben den Widerstand und das Moment um die Querachse; 5 und 6 geben die Seitenkraft und das Moment um die Hochachse. An diese Stangen schließt sich noch ein Hebelsystem an, wobei die Zerlegung in Kraft und Moment jedesmal auch noch durchgeführt wird und außerdem der Momentenpunkt in die Mitte des Luftstroms gelegt wird.

Dieses komplizierte Hebelsystem erspart uns dann alle Rechnungen, und wir sehen an sechs Ablesewagen, die in diesem Fall auch automatisch arbeiten, sofort das Resultat, nämlich die drei Kräfte und die drei Momente fix und fertig ausgerechnet, natürlich noch behaftet mit dem Widerstand der Drähte, der hinterher noch rechnerisch abgezogen werden muß. Wir haben uns da eine große Aufgabe gestellt, und daran hat es gelegen, daß die Wage solange zu ihrer Fertigstellung gebraucht hat.

In einem letzten Bild (Abb. 16 u. 17) will ich noch die Schraubenprüfanlage zeigen, die auch nach einem neuen Gesichtspunkt entworfen ist. Alle Schraubenprüfanlagen müssen ja das Drehmoment der Schrauben und den Schub messen. Für den Schub bedarf man bei der gewöhnlichen Konstruktion einer längsverschieblichen Kupplung. Die bis jetzt bekannten längsverschieblichen Kupplungen bringen ein Moment in die Konstruktion, das sich mit genauer Wägung schlecht verträgt. Sie haben meistens Kugelführungen. Die

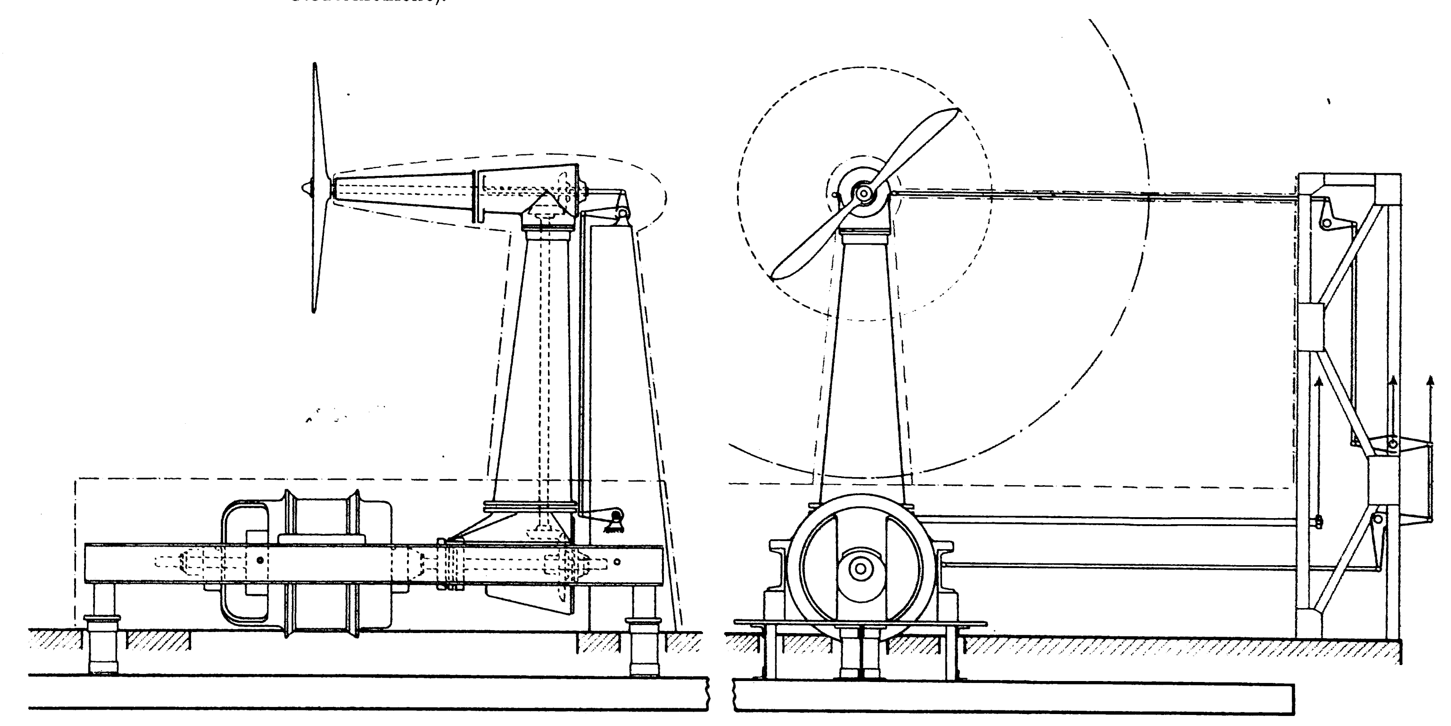


Abb. 16 und 17. Schema der Schraubenprüfeinrichtung, links Längsschnitt, rechts Stirnansicht (unten der schwimmende Rahmen, auf dem das Getriebe ruht).

führen, die Lufterneuerung nötig haben, wie z. B. Kühlerversuche, wobei der Luftstrom fortwährend aus Frischluft bestehen muß. Die Einrichtung ist bisher aber noch nicht ausgebaut. Im Vordergrunde steht die Dreikomponentenwage.

In Abb. 15 zeige ich Ihnen nun noch das Schema einer Wage, die die Aufgabe erfüllen soll, sechs Kraftkomponenten zu messen, nämlich die drei Kräfte Auftrieb, Widerstand und Seitenkraft und die drei Momente um die drei Hauptachsen: Moment um die Querachse, Moment um die Längsachse und

Kugeln schlagen sich bei dem Kraftbetrieb mit der Zeit etwas in die Führung ein, und dann ist es mit der Meßgenauigkeit vorbei. Man müßte immer wieder die Laufflächen abschleifen oder durch neue ersetzen. Hier ist an Stelle einer längsverschieblichen Kuppelung die ganze Einrichtung auf den »schwimmenden Rahmen« gesetzt, der in der Abbildung unten zu erkennen ist. Jetzt können wir, weil das ganze Getriebe horizontal schwimmt, die Schubwage einfach an dem schwimmenden Rahmen angreifen lassen und sind um die längs beweg-

liche Kuppelung herumgekommen. Das Drehmoment wird in dem Fall auch so gemessen, daß eine Wage das Kräftepaar aufnimmt, wobei der Schwimmer so eingerichtet ist, daß er gerade im indifferenten Gleichgewicht schwimmt.

Ich will nicht weiter auf Einzelheiten eingehen, sondern nur noch erwähnen, daß ein 50 PS-Elektromotor die Schraube mittels eines doppelten Kegelrädergetriebes antreibt. Dabei sind die ganzen Getriebeteile durch eine Umkleidung so eingehüllt, daß der Luftstrom nicht an sie herankommen kann. Sonst würde er auch Luftkräfte auf das Gestell ausüben, die den Schraubenschub fälschen würden. Wir können natürlich den kleinen Rumpfkörper hinter der Schraube durch Flugzeugrümpfe verkleiden. Wir brauchen dann nur diese Verkleidung selbst wieder an einer Wage beweglich machen, um die Wechselwirkung zwischen Rumpf und Schraube zu studieren.

Die Versuchseinrichtung für Schrauben ist bisher noch nicht in Tätigkeit getreten, weil die Maschinenfabrik durch die augenblicklich schwierigen Produktionsverhältnisse die Chrom-Nickel-Stahlzahnräder mehrere Male neu machen mußte, weil immer wieder ein Fehlguß oder ein Werkstattfehler vorgekommen war. Ich will noch erwähnen, daß wir die Schrauben, die 1 m Durchmesser haben, bis zu 5000 Umdrehungen betreiben wollen, um auf eine möglichst hohe Geschwindigkeit zu kommen zu dem Zweck, um die Einflüsse der Kompressibilität der Luft studieren zu können.

Meine Herren! Damit habe ich Ihnen einen kleinen Überblick über die Göttinger Anstalt gegeben. Ich möchte der Beschreibung noch ein paar Zahlen nachtragen, die Sie wohl interessieren werden, nämlich welche Geschwindigkeit wir erreichen. Die Geschwindigkeit war in der alten Anstalt 9½ m/s. Das war natürlich sehr wenig. Aber ich sagte ja, was für ein Provisorium sie war. Die neue Anstalt ist auf 54 m pro Sekunde eingerichtet, und die Maschine erlaubt eine Forcierung, so daß wir auch 60 m pro Sekunde noch erreichen können, was einer Luftleistung von etwa 800 PS entspricht. Ich glaube, daß die Anstalt, soweit die Nachrichten aus feindlichen Ländern zutreffen, mindestens bis vor kurzem die stärkste und größte der Art war. Daß es möglich war, sie zu schaffen, verdanken wir natürlich der Großzügigkeit unserer Militärverwaltung, der ich hier noch meinen Dank aussprechen möchte.

Ich möchte meinen Vortrag nicht schließen, ohne hervorzuheben, daß ich ohne die hingebende und geistvolle Mitarbeit meiner Göttinger Mitarbeiter nicht in der Lage gewesen wäre, die Sache zu schaffen. Ich will ganz besonders meinen Mitarbeiter Herrn Dr. Betz erwähnen, der hauptsächlich verantwortlich zeichnet für die Windkanalanlage, die er in Modellversuchen vorher geprüft hat und die bei der Ingangsetzung genau die Windstärke ergab, die wir berechnet hatten. Ich erwähne weiter Herrn Dr. Wieselsberger für die Konstruktion von verschiedenen feinen Apparaten. Vieles war auch Kompagnie-Arbeit; beim Druckregler z. B. haben wir alle zusammengearbeitet. Auch sonst ist es häufig nicht möglich, die Urheberschaften zu trennen. Auch Herr Betz hat sich an den Wagenkonstruktionen stark beteiligt. Auch meinen bauleitenden Ingenieur aus der ersten Zeit des Baues muß ich rühmend erwähnen, Herrn Dr. Thoma, von dem die Idee stammt, den Kanal vertikal zu stellen und ihn aus Eisenbeton zu bauen. Das war tatsächlich ein ganz großer Fortschritt gegen unsere frühere Bauweise. Neben den Genannten haben sich eine Reihe von Herren in rastloser Arbeit mitbetätigt. Ich kann die Namen hier nicht alle nennen, möchte aber auch diesen Mitarbeitern meinen Dank zum Ausdruck bringen. (Lebhafter Beifall.)

Aussprache:

Professor Dr. v. Parseval: Meine Herren! Wir alle stehen unter dem Eindruck, daß wir in dem Vortrag des Herrn Professors Prandtl eine ganz ungewöhnlich große und geistreiche Konstruktion und eine Anstalt gezeigt erhalten haben, die noch berufen ist, der Wissenschaft bedeutende Dienste zu leisten. Ich glaube, in Ihrer aller Sinn zu sprechen, wenn ich dem Herrn Professor Prandtl und seinen hochverdienten Mitarbeitern unser aller Dank und unsere wärmste Bewunderung für die Sache ausspreche. (Beifall.)

Es würde ganz besonders interessieren, ob bei der Messung bei den vier Schwimmern die Wage nicht etwas unempfindlich wirkt. Wenn auf der einen Seite ein Schwimmer eintaucht und auf der anderen Seite herausgeht, so muß das bei den großen Auftriebdifferenzen mit den großen Oberflächen Unempfindlichkeit verursachen [1]).

Professor Dr. Junkers: Meine Herren, verzeihen Sie, wenn ich unter dem Eindruck dessen, was wir soeben gehört haben, noch einmal zurückkomme auf das, was ich mir gestern erlaubt habe, Ihnen vor Augen zu führen. Diese Arbeiten, die in Göttingen geleistet werden, stellen eine Saat dar, die für die Industrie überreiche Früchte tragen kann. Jede Mark, die wir hier anlegen, vertausendfacht sich zweifellos. Wir können stolz darauf sein, daß wir solche Anstalt und solche Männer haben, die in so hervorragender Weise arbeiten. Möchten uns diese Männer nicht aussterben, denen es nicht um den Mammon und um das äußere Ansehen zu tun ist, sondern um die Förderung der Kulturgüter, die doch, wenn man vom deutschen Geist redet, ein wesentlicher Bestandteil unseres deutschen Geistes sind, von dessen beabsichtigter Eroberung der Welt so viel die Rede ist.

Meine Herren, es handelt sich doch hier um ganz verschwindende Summen, die hierbei verzehrt werden, im Verhältnis zu dem, was in der Industrie verbraucht wird, wenn es sich da um Versuche handelt. Da handelt es sich nicht um Hunderttausende, sondern um viele Millionen. Wenn wir also einen kleinen Teil von dem, was in der Industrie an Versuchen verbraucht wird, dem Institut zuwenden, dann ist das, glaube ich, eine Ausgabe, die wohl die wirtschaftlichste ist, die im Industriebetrieb gemacht werden kann.

Meine Herren, ich darf also bei den heutigen Zuständen, wo von seiten des Staates noch nicht die Unterstützung erwartet werden kann, die diese Anstalt verdient, erwarten, daß um so freigebiger die Industrie die Mittel gibt, die ihr selbst wieder reichlich zugute kommen werden. (Beifall.)

In dem weiteren Verlauf der Aussprache wird von den Herren Dipl.-Ing. Gsell, Professor Junkers, Professor v. Kármán und dem Vortragenden im einzelnen über die Frage der wirtschaftlichsten und zweckmäßigsten Anordnung des Windkanals gesprochen. Wegen der mehrfachen, zum Teil durch Mißverständnisse hervorgerufenen Umwege dieser Aussprache wird statt des Stenogrammtextes hier nur ein Auszug gegeben.

Herr Dipl.-Ing. Gsell weist darauf hin, daß möglicherweise die Eiffelsche Anlage günstiger in ihrem Kraftverbrauch sein könnte als die Göttinger, daß der bei ihr vorhandene Austrittsverlust am Ende der Rohrleitung kleiner ist als die Strömungsverluste in der Rückleitung der Göttinger Anlage. Bei der Göttinger Anordnung würde dadurch, daß man den Querschnitt hinter der Versuchsstelle erst allmählich in einem Diffusor erweiterte, bevor die Rückführung beginnt, noch Kraft gespart werden können.

Professor Prandtl antwortet, daß in der Tat die Anlage von Eiffel anscheinend um 5 bis 10 vH ökonomischer sei als die Göttinger. Im übrigen sei der Querschnitt der Göttinger Anstalt von der Versuchsstelle über das Gebläse und die Rückführung hin bis zur Düsenkammer stetig erweitert. Verluste entstünden aber in den Umlenkungen, und zwar bei jeder Umlenkung etwa 15 vH des dortigen Staudruckes. Im übrigen sprächen ja andere Gründe gewichtiger für die Wahl der Anlage als gerade der Gesichtspunkt einer kleinen Verbesserung der Ökonomie. Die Hauptverluste der Rückführung entstehen dadurch, daß die ersten zwei Umlenkungen in einem noch etwas kleinen Querschnitt — rd 10 m² — vor sich gehen, doch war dies ein Kompromiß mit Rücksicht auf die Baukosten, die bei Verlängerung des Kanals entsprechend höher gewesen wären. Eiffel hat keine Umlenkungen nötig, und spart dadurch etwas Kraft, aber er nimmt in Kauf, daß sein Luftstrom auf irgend unregelmäßigen Wegen durch die Halle zur Anssaugestelle zurückkehrt und dabei allerhand unregelmäßige Wirbel- und Strudelbewegungen mitbringt. Daß Eiffel außer dem in der Schnittzeichnung seiner Anlage in

---

[1]) Die Beantwortung dieser Frage ist in der Aussprache versehentlich unterblieben. Prof. Prandtl bemerkt dazu, daß der Schwerpunkt des schwimmenden Teils der Schraubenversuchsanlage ziemlich hoch liegt und daß durch passende Wasserfüllung das Seitenmetazentrum beliebig an den Schwerpunkt herangebracht werden kann. Die Seitenschwimmer haben zu diesem Zweck einen nach oben verjüngten Querschnitt erhalten. Dadurch dürfte das Bedenken des Herrn v. Parseval beseitigt sein.

seinem Buch zu sehenden Gleichrichter später noch einen zweiten in den konischen Teil der Düse eingebaut hat, läßt darauf schließen, daß ihm sein Luftstrom vorher noch zu unruhig war. Bei der geschlossenen Windführung hat man den Vorteil eines sehr gleichförmigen Zustromes zur Versuchsstelle, außerdem die sehr angenehme Freizügigkeit der Versuchseinrichtungen durch die Anordnung der Geleisanlage, durch die Benutzung des Kranes usw.

Professor Dr. Junkers berichtet, daß er bei der im Prinzip richtigen Erweiterung des Kanals hinter der Düse die Schwierigkeit gefunden habe, daß die Tragfläche den Strahl ablenke und auf diese Weise der Luftstrom den erweiterten Kanal nicht voll ausfüllt, was die Wirkung der Erweiterung beeinträchtige. Er halte die Göttinger Einrichtung für besser wie die Eiffelsche.

Professor v. Kármán schließt sich dieser letzteren Ansicht an und führt aus, daß man, wenn man wie bei dem von ihm für die österreichische Heeresverwaltung in Fischamend erbauten Windkanal eine leere Luftschiffhalle zur Verfügung habe, man auch mit der Eiffelschen Anordnung sehr gute Ergebnisse erzielen könne. Bei dieser Anlage sei ein riesiger Effusor mit einem Enddurchmesser gleich dem 4 fachen des Düsendurchmessers angeordnet worden, der etwa 75 vH der Strömungsenergie wieder in Druck verwandelt. Der Rückstrom sei in dem großen Bauwerk praktisch mit unmerklich kleiner Geschwindigkeit erfolgt. Wenn die Halle nicht zufällig zur Verfügung stehe, sondern erst für den Kanal gebaut werden solle, so wären solche Raumabmessungen der Kosten wegen natürlich ausgeschlossen.

Professor Prandtl stimmt in seinem Schlußwort diesen Ausführungen zu und betont, daß mit Rücksicht auf die Baukosten, die eine sehr erhebliche Rolle spiele, bei der Göttinger Anlage auf das Maximum der Wirtschaftlichkeit bewußt verzichtet worden sei. Wenn er noch einmal neu zu bauen hätte, würde er das gewählte System jedenfalls beibehalten, wenn auch im einzelnen noch Verbesserungen möglich seien. Er schließt mit einem Dank für die Anerkennung, die ihm von den verschiedenen Rednern zuteil geworden sei und gibt der Bitte Ausdruck, daß alle diejenigen, die in der Lage sind, die Göttinger Arbeiten zu unterstützen, dies auch wirklich tun möchten.

V. Wirkungsweise und Anwendungsgebiet von verstellbaren Luftschrauben.

Vorgetragen von **H. Reißner**, Berlin.

Der Gedanke, für Luftfahrzeuge im Fluge verstellbare Propeller anzuwenden, ist sicher schon so alt wie die Luftschiffahrt selbst und ist auch früher schon, z. B. bei den ersten Parseval-Stoffpropellern bei kleinen Leistungen von etwa 30 PS, durchgeführt worden. Er war aber während einer Reihe von Jahren durch die jedenfalls zunächst mehr lohnenden Probleme der Vergrößerung aller Abmessungen und Kräfte und der Verfeinerung und Wirkungsverbesserung aller Bauglieder in den Hintergrund gedrängt worden.

Das Bestreben, die Propeller im Fluge verstellbar zu machen, hat in neuester Zeit an Wichtigkeit gewonnen durch die Einführung von sogenannten Höhenmotoren, deren Leistung mit abnehmendem Luftdruck bis zu einer gewissen Grenze unveränderlich gehalten werden kann, und bei denen infolgedessen der Propeller in der Höhe durchgeht, wenn er am Boden eine mit ausreichender Zugkraft und guten Betriebsverhältnissen verträgliche Drehzahl erhält.

Aber auch in anderer Hinsicht ist die Luftschiff- und die Flugtechnik heute so reif und für ihre Friedensziele so angewiesen auf die höchste Leistung, Wirtschaftlichkeit und Betriebsicherheit, daß es an der Zeit ist, das Problem des Verstellpropellers, auch abgesehen von der Leistungssteigerung durch künstlichen Luftdruck, Überdimensionierung oder Überkompression der Motoren von neuem zu untersuchen. Ganz allgemein kann man ja gerade wie beim Antrieb von Wasserfahrzeugen sagen, daß der Verstellpropeller dann am Platze sein wird, wenn die Betriebsverhältnisse des Fahrzeugs genügend stark wechseln. Dies ist sicher der Fall bei der Einführung der eben erwähnten Motoren, deren Leistung vom Luftdruck wenig abhängig ist, aber auch bei den verschiedenen Betriebszuständen des Startens, der vollen Geschwindigkeit, des Steigens, der Gipfelhöhe und des Arbeitens von mehreren Motoren auf einen Propeller ist es an der Zeit zu fragen, wie groß etwa die Vorteile sein werden, die die Verstellbarkeit des Propellers bringt, ob sie groß genug sind, die Nachteile der Gewichtsvergrößerung und der Verteuerung zu überwiegen und wie weit das maschinentechnische Problem des betriebsicheren und wirkungsvollen Verstellpropellers gelöst ist.

Die Betrachtung muß sich offenbar in einen aerodynamischen Teil, der die aerodynamischen Vorteile des Verstellpropellers behandelt, und einen technischen Teil, der die Ausführungsmöglichkeiten, die Anforderungen und die Erfahrungen bespricht, gliedern. Der technische Teil birgt so viel bemerkenswerte und zunächst unerwartete Möglichkeiten des Baustoffes, der Flügelbefestigung, der Lagerung, des hydraulischen, elektrischen und mechanischen Antriebs und der Einstellung, sei es selbsttätig, sei es von Hand, daß er eine besondere Behandlung verdient und an anderer Stelle besprochen werden soll. Hier möge nur erwähnt werden, daß Konstruktions-, Prüf- und Flugerfahrungen mit verstellbaren Propellerkonstruktionen der jüngsten Zeit zu dem Schlusse berechtigen, daß die Frage von Betriebsicherheit, Gewicht, leichter Bedienbarkeit und Aufnahme der höchsten Leistungen vollständig positiv gelöst ist, und einige Andeutungen über die bisherigen Ergebnisse gemacht werden.

Abb. 1 und 2 zeigen eine geflogene Ausführungsform für Motoren von 260 PS, von 4,50 m Durchmesser, durch ein Untersetzungsgetriebe mit dem Motor gekuppelt. Die Verstellhebel werden durch eine Stange in der hohlen Welle und einen inneren Kugellagerring bewegt.

Bei anderen ebenfalls geflogenen Ausführungsformen für 160 PS Motoren, bei denen eine hohle Welle nicht zur Verfügung stand und die Propeller unmittelbar auf der Motorwelle sitzen mußten, wurden die Verstellhebel durch einen äußeren Kugellagerring zwischen Motor und Propeller auf der Nabe bewegt.



Abb. 1. R-Flugzeug der Zeppelinwerke Staaken mit 4 Helix Verstellpropellern von je 260 PS mit Vorkompression der Verbrennungsluft. 750 Umdrehungen in der Minute, 4,50 m Durchmesser.

Die Ausführungen dieser Propeller und die langwierigen Vorversuche verdanke ich der Helix Propeller-Gesellschaft, die Durchprüfung und Erprobung auf dem Prüfstand, und in zahlreichen Flügen haben die Flugzeugmeisterei unter Herrn Wagenführ und die Flugzeugwerke Staaken mit ihren Kompressor-R-Flugzeugen bewerkstelligt. Diese Erfahrungen haben auch dazu gedient, die kommenden Bauarten noch erheblich leichter und einfacher in Herstellung und Anbringung zu machen.

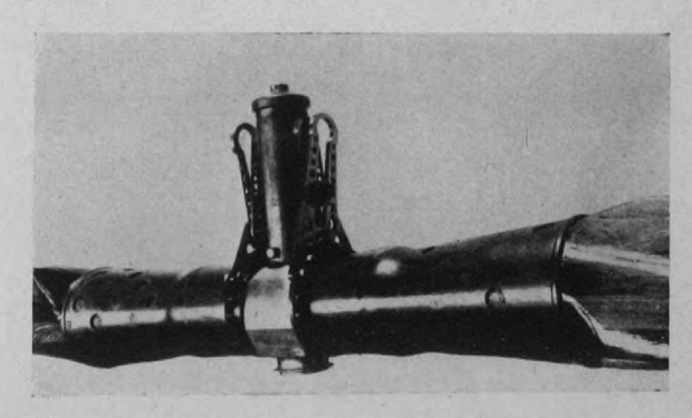


Abb. 2. Einzelheit an der Nabe zu Abb. 1.

Die unten im Auszug mitgeteilten Rechnungen sind mit Unterstützung der ehemaligen K. W. Gesellsch. f. Techn. Wissenschaften durchgeführt worden.

Nach Fertigstellung dieser Arbeit sind noch Aufsätze über ein ähnliches Thema von Eberhardt im Motorwagen 1919 und von Dorand in L'aeronautique 1919 bekannt geworden. Beide zeigen ebenfalls die Notwendigkeit der Verstellpropeller vor allem für Kompressormotoren, gehen jedoch von andern Gesichtspunkten aus als diese Arbeit.

In Folgendem soll also nur die aerodynamische Frage nach Wirkungsweise und Anwendungsbereich der Verstellpropeller behandelt werden.

Stellung der Aufgabe.

Will man die gegenseitige Abhängigkeit von Flugzeug und Propeller untersuchen, so hat man einerseits die bei bestimmter Luftdichte ϱ bei Geschwindigkeit v, Bahnneigung φ und Anstellwinkel α der Tragflächen erforderliche Antriebskraft P und anderseits die vom Propeller bei gegebener Luftdichte ϱ, Geschwindigkeit v, Winkelgeschwindigkeit ω, Winkel i der Flügelblätter gegen Drehebene, Durchmesser r derselben und Drehmoment M gelieferte Zugkraft zu berechnen.

Die Gleichsetzung beider Kräfte liefert die Gleichungen für die Zustandsgrößen von Fahrzeug und von Propeller.

Die Aufgabe ist in einer Beziehung einfacher wie im Wasserschiffbau, da die Bewegungswiderstände den Widerstand von Oberflächenwellen nicht enthalten und innerhalb der in Betracht kommenden Betriebszustände nur quadratisch von den Geschwindigkeiten sowohl bei Fahrzeug als bei Propeller abhängen. In anderer Beziehung ist die Berechnung verwickelter, da im Luftfahrzeugbau wechselnde Luftdichte, Steigflug und Gipfelflug hinzutreten.

Besonders schwierig ist die Darstellung der Abhängigkeit von den obengenannten Zustandsgrößen für Propellerzugkraft und Propellerdrehmoment. Es ist infolgedessen hier der folgende vereinfachende Weg eingeschlagen worden:

Man habe für einen mittleren Betriebszustand einen günstigen Propeller von fester Steigung entworfen und alle Zustandsgrößen des Fahrzeugs und des Propellers für diesen Grundzustand irgendwie bestimmt. Gesucht sind die Einflüsse von Änderungen der Luftdichte, des Motordrehmoments, der Winkelverdrehung der Propellerflügel usw. auf die übrigen Zustandsgrößen des Fahrzeugs und des Propellers.

Erforderliche Antriebskräfte.

Die zum Antrieb erforderlichen Schubkräfte seien zunächst für Luftschiffe, sodann für Flugzeuge angegeben.

Sei ϱ die Luftdichte in Fahrhöhe, c ein Koeffizient, der von Form- und Oberflächenbeschaffenheit des Luftschiffes abhängt, und v die Fahrgeschwindigkeit, so kann die erforderliche Antriebskraft gesetzt werden zu:

$$P = c \frac{\varrho}{2} v^2 \qquad \ldots\ldots \quad (1)$$

Bei nicht zu großen Änderungen der Geschwindigkeit und beliebig großen Änderungen der Luftdichte darf hieraus geschlossen werden:

$$\frac{\delta P}{P} = \frac{\delta \varrho}{\varrho} + 2\frac{\delta v}{v} + \frac{\delta c}{c} \qquad \ldots\ldots \quad (1a)$$

wo P, ϱ, v und c die Werte dieser Größen bei dem gerade gewählten Ausgangszustand das Zeichen δ eine streng genommen unendlich kleine, praktisch eine endliche Änderung, deren Quadrat man gegen das Quadrat der ursprünglichen Größe vernachlässigen kann und δc eine Vermehrung des Widerstandskoeffizienten c, etwa durch dynamische Höhensteuerung, bedeuten.

Bei Flugzeugen hängt die erforderliche Antriebskraft P außerdem noch von Anstellwinkel α der Tragflächen F gegen Bahnrichtung und Neigungswinkel φ der Bahnrichtung gegen Horizontale ab. (Abb. 3.)

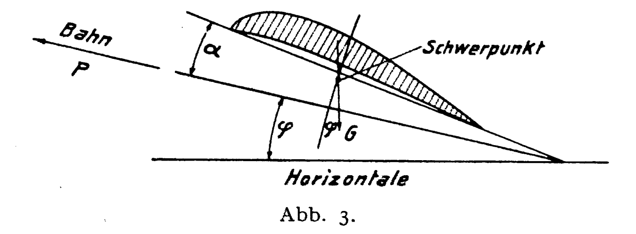


Abb. 3.

Die Gleichgewichtsbedingungen in Bahnrichtung und senkrecht dazu lauten:

$$\left.\begin{aligned} P &= c_w \frac{\varrho}{2} F v^2 + G \sin\varphi \\ 0 &= c_a \frac{\varrho}{2} F v^2 - G \cos\varphi \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

Hierin bedeuten noch c_w und c_a Widerstands- und Auftriebskoeffizienten nach der Bezeichnungsweise der Techn. Ber. der Flugzeugmeisterei, wobei in c_w der gesamte schädliche Widerstand bezogen auf die Einheit von $\frac{\varrho}{2} F v^2$ enthalten sei und c_a ein Mittelwert des Auftriebskoeffizienten bedeuten, wenn die Tragflächen nicht alle dieselbe Form und Stellung haben.

Ein bestimmter Zustand entspreche diesen Bedingungen und es möge nach der Änderung der Antriebskraft P gefragt werden, wenn sich ϱ, φ, α und v ändern. Die Antwort lautet, wenn c'_w und c'_a die Ableitungen der Koeffizienten nach α bedeuten:

$$\delta P = \delta \varrho\, c_w \frac{1}{2} F v^2 + \delta \alpha\, c'_w \frac{\varrho}{2} F v^2 + \delta v\, c_w \varrho F v + \delta \varphi\, G \cos\varphi$$

$$0 = \delta \varrho\, c_a \frac{1}{2} F v^2 + \delta \alpha\, c'_a \frac{\varrho}{2} F v^2 + \delta v\, c_a \varrho F v + \delta \varphi\, G \sin\varphi$$

oder wenn wir alle Koeffizienten durch $c_a \frac{\varrho}{2} F v^2 = G \cos\varphi$ ausdrücken und $\frac{c'_w}{c_a} = \beta \quad \frac{c'_w}{c_a} = \gamma \quad \frac{c'_a}{c_a} = \delta$ setzen

$$\left.\begin{aligned} \delta P &= \left(\frac{\delta \varrho}{\varrho} \beta + \delta \alpha \gamma + 2 \frac{\delta v}{v} \beta + \delta \varphi\right) G \cos\varphi \\ 0 &= \frac{\delta \varrho}{\varrho} + \delta \alpha \cdot \delta + 2 \frac{\delta v}{v} + \delta \varphi \operatorname{tg}\varphi \end{aligned}\right\} \quad (2a)$$

Auch hier bedeuten β, γ, v, φ und ϱ die zum Ausgangszustand gehörigen Werte dieser Größen.

Verfügbare Antriebskräfte.

Die vom Motor hergegebenen Antriebskräfte des Propellers sind jedenfalls Funktionen von Luftdichte ϱ, Fahrtgeschwindigkeit v, Winkelgeschwindigkeit ω, Radius r und Winkelstellung des Flügelblattes i. Diese Veränderlichen sind aber nicht unabhängig voneinander, sondern durch die zur Verfügung stehende Größe des Drehmoments miteinander verknüpft. Man kann also schreiben:

$$P = P(\varrho, v, \omega, i, r) \quad M = M(\varrho, v, \omega, i, r) \quad . \quad . \quad (3)$$

und für genügend kleine Änderungen von einem gegebenen Anfangszustand aus:

$$\left.\begin{aligned} \delta P &= P_\varrho \delta \varrho + P_v \delta v + P_\omega \delta \omega + P_i \delta i + P_r \delta r \\ \delta M &= M_\varrho \delta \varrho + M_v \delta v + M_\omega \delta \omega + M_i \delta i + M_r \delta r \end{aligned}\right\} \quad (3a)$$

wobei die Indizes die Differentiationen nach den betreffenden Größen bedeuten.

In diesen Gleichungen geben die P_ϱ, M_ϱ usw. die Eigenschaften des Propellers in der Umgebung des betrachteten Zustandes wieder und δM hat das Verhalten des Motordrehmoments in Abhängigkeit von Drehzahl ω und Luftdichte ϱ zu kennzeichnen.

Eigenschaften der Motoren.

Es wurde bisher angenommen, daß bei den bis jetzt gebräuchlichen Explosionsmotoren das Drehmoment bis zur höchstzulässigen Drehzahl nur wenig mit der Drehzahl veränderlich ist und mit der Luftdichte proportional abnimmt, so daß man zu setzen hätte: $M = M_0\, \varrho/\varrho_0$ und $\delta M = M_0\, \delta \varrho/\varrho_0$, wo M_0 das bei jeder Drehzahl und in der Dichte ϱ_0 vorhandene Drehmoment.

Genauere Messungen in der Unterdruckkammer ergeben jedoch eine etwas größere Abnahme des Drehmoments mit der Luftdichte, und zwar infolge der mangelhaften Anpassung der Gemischbildung an die Luftdichte und infolge der Leerlaufarbeit des Motors, und zwar etwa[1])

$$\delta M = 1{,}05\, M_0 \frac{\delta \varrho}{\varrho}.$$

In bezug auf die Abhängigkeit von der Drehzahl ergibt sich regelmäßig eine günstigste Drehzahl ω_0 größten Drehmoments M_{max}, die von den Bewegungswiderständen der Gase, der Schnelligkeit der Verbrennung und der Größe der beschleunigten Massen abhängt. Die von Schwager veröffentlichten Untersuchungen der Flugzeugmeisterei an verschiedenen Normal- und Schnelläufertypen von Benzmotoren ergaben eine Abhängigkeit der Form

$$M = M_{max}\left[1 - \alpha \left(\frac{\delta \omega}{\omega_0}\right)^2\right]$$

wo ω_0 zwischen 1150 und 1350 und α zwischen 1 und 2

[1]) Noack, T. B. Bd. III H. 1 S. 2.

liegt[1]). Eine ähnliche Abhängigkeit findet man auch in der Noackschen Untersuchung des Daimler D. IV a - Motors (l. c., S. 9).

Die vollständige Änderung des Drehmomentes läßt sich dann schreiben in der Form[2]):

$$\delta M = M_{\max}\left[1{,}05\,\frac{\delta\varrho}{\varrho} - \alpha\left(\frac{\delta\omega}{\omega}\right)^2\right].$$

In neuerer Zeit sind erfolgreiche Versuche mit Gebläsekonstruktionen für Motoren durchgeführt worden, hauptsächlich auf Anregung von Herrn Noack, zu dem Zwecke, die Dichte der Verbrennungsluft und damit das Drehmoment des Motors von der Flughöhe unabhängig zu machen.

Bei einer derartigen Einrichtung fällt das erste Glied der obigen Gleichung fort und man hat zu setzen

$$\frac{\delta M}{M_{\max}} = -\left(\frac{\delta\omega}{\omega}\right)^2 \text{ bis } -2\left(\frac{\delta\omega}{\omega}\right)^2$$

Schließlich sind noch bemerkenswert die überdimensionierten und überkomprimierten Motoren, von denen in neuester Zeit der 185 PS-Motor der Bayr. Motorenwerke bekannt geworden ist. Derselbe wurde seitens der Flugzeugmeisterei auf dem Höhenprüfstand geprüft und nach dem mir von Herrn Schwager freundlichst zur Verfügung gestellten Diagramm war bei unveränderter Tourenzahl von 1450 das Drehmoment konstant bis zu einem Luftdichtenverhältnis von $\varrho/\varrho_0 = 0{,}78$ (2600 m) und folgte von dort bis zu einem $\varrho/\varrho_0 = 0{,}4$ (10000 m) etwa dem Gesetz $M = -10{,}73 + 140{,}5\,\varrho/\varrho_0$ kgm. Extrapoliert man dieses Gesetz bis zu $\varrho/\varrho_0 = 1$, trotzdem es erst von $\varrho/\varrho_0 = 0{,}78$ gilt und nennt M_0 das ideelle Drehmoment bei $\varrho/\varrho_0 = 1$, so wird ähnlich wie bei den bisher gebräuchlichen Motoren $\delta M = M_0\,\delta\varrho/\varrho\;1{,}08$.

Propellertheorie.

Der Vergleich des Fahrzeugwiderstandes mit dem Propellerschub und des Motordrehmoments mit dem Propellerdrehmoment liefert nun sowohl den Aufschluß über die Wirkung von festen Propellern bei den verschiedenen Betriebszuständen von Luftschiffen und Flugzeugen als auch die etwaigen erreichbaren Vorteile von verstellbaren Propellern.

Es treten aber in den Gleichungen die partiellen Ableitungen von Propellerschub und Propellerdrehmoment, genommen nach Luftdichte ϱ, Geschwindigkeit v, Winkelgeschwindigkeit ω, Winkelstellung i des Flügelblattes und Durchmesseränderung r auf, über deren Größe vor der Auflösung der Gleichungen noch gesprochen werden muß.

Zunächst sind die Ableitungen nach ϱ sofort anzugeben, da ja alle Kräfte proportional der Luftdichte sind und also die Differentiation nach ϱ mit der Division übereinstimmt, also

$$\frac{\partial P}{\partial\varrho} = \frac{P}{\varrho}, \quad \frac{\partial M}{\partial\varrho} = \frac{M}{\varrho}.$$

Die Ableitungen nach v und ω könnten aus den Meßkurven des Propellers oder des Propellermodells am fahrenden Prüfstand bzw. im Windstrom entnommen werden.

Die Ableitungen nach i und r jedoch sind aus bisher angestellten Messungen nicht zu entnehmen, denn mit Propellern verstellbarer Winkelstellung i oder verstellbaren Durchmessers r sind meines Wissens noch keine Fahrversuche angestellt worden.

Bis diese sehr wünschenswerten Versuche vorliegen, ist es jedenfalls nötig, die fraglichen kennzeichnenden Ableitungen mit Hilfe einer theoretischen Berechnung abzuschätzen. Man erhält eine Kontrolle der Richtigkeit der Theorie, indem man die sich gleichzeitig ergebenden Ableitungen nach v und ω mit den vorliegenden Versuchswerten vergleicht.

Einen weiteren wichtigen Vorteil bietet die Theorie, indem sie dazu führt, gewisse gemeinsame Faktoren aus allen Gleichungsgliedern auszusondern und die Ergebnisse unabhängig von Maßsystem, Maßstab oder Größe des betrachteten Fahrzeugs und auf diese Weise viel umfassender liefert.

Für eine solche Theorie, welche also die Änderungen der bekannten Propellerkräfte des Ausgangszustandes bei Änderungen von ϱ, v, ω, i und r ergeben soll, mögen die folgenden Voraussetzungen gemacht werden:

1. Die Eigenschaften eines Flügelblattelementes seien gerade wie die einer geradlinig bewegten Flügelfläche gekennzeichnet durch einen Auftriebskoeffizienten c_a und einen Widerstandskoeffizienten c_w, so daß eine Auftriebskraft senkrecht zum Relativstrom

$$d A = c_a\, d F\,\frac{\varrho}{2}\,(v^2 + \omega^2 r^2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

und ein Widerstand entgegen der Richtung des Relativstroms:

$$d W = c_w\, d F\,\frac{\varrho}{2}\,(v^2 + \omega^2 r^2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

auftritt (siehe Abb. 4).

2. Die Koeffizienten sind freilich keine unbedingt festen Werte, sondern außer von der Profilform abhängig von Flügelbreite, Flügelzahl, Abstand von der Drehachse und beeinflußt von den anderen Flügelelementen.

Jedoch darf nach allen vorliegenden Versuchsreihen angenommen werden, daß es durch angemessene Verhältnisse von Flügelform und Flügelzahl gelingt, sie auf die bei gradlinig bewegten Flügeln gemessenen Werte zu bringen.

3. Für gegebene Propellerabmessungen seien diese Koeffizienten also nur abhängig von der Winkelstellung des Flügelelements gegen Relativstrom, von dem sog. Anströmwinkel.

4. Als Relativgeschwindigkeiten mögen die Fahrtgeschwindigkeit v parallel der Propellerachse und die Umfangsgeschwindigkeit ωr des Blattelementes eingeführt werden, als ob der Propeller im ungestörten Luftstrom arbeitete.

Es wird damit die übrigens in Fahrt kleine Ansaugungsgeschwindigkeit des Propellers vernachlässigt, was um so mehr berechtigt ist, als diese von dem durch das Fahrzeug mitgeschleppten Vorstrom wieder überdeckt ist.

5. Es erleichtert die Rechnung außerordentlich und entspricht auch einer häufigen Bauart, den mittleren Betriebszustand des Flügels so einzurichten, daß der Flügel in allen seinen Flächenelementen unter konstantem Anströmwinkel α arbeitet, etwa unter demjenigen Winkel, bei dem die Gleitzahl $c_w/c_a = \beta$ ein Minimum ist.

6. Zur weiteren Vereinfachung der Rechnung und weil die Wirksamkeit der Flügelelemente dem etwa entspricht, soll die Summe der Blattbreiten als konstant längs des Radius angesetzt werden, wobei freilich ein gewisser Bereich an der Flügelspitze, der wirkungslos ist, fortgedacht werden muß.

7. In den Eigenschaften der Koeffizienten c_a und c_w liegt die Verbindung zwischen der Rankineschen Strom-, der Froudeschen Flügelblatt- und der Joukowski-, Föttinger-, Prandtl- und Grammelschen Zirkulation-Spiralwirbeltheorie.

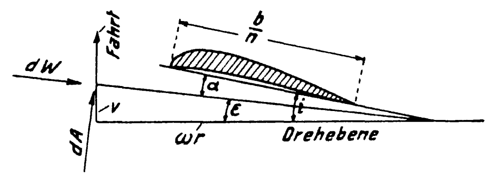


Abb. 4.

Nach Abb. 4 sollen Schub und Drehmoment durch die folgenden Integrale dargestellt werden:

$$\left.\begin{aligned} P &= \frac{\varrho}{2}\int_0^{r_a} b\,d r\,(v^2 + \omega^2 r^2)\,(c_a\cos\varepsilon - c_w\sin\varepsilon) \\ M &= \frac{\varrho}{2}\int_0^{r_a} b\,d r\, r\,(v^2 + \omega^2 r^2)\,(c_w\cos\varepsilon + c_a\sin\varepsilon) \end{aligned}\right\} . \quad (5)$$

wo $\varepsilon = \operatorname{artg}\dfrac{v}{\omega r}$ ist, n die Flügelzahl und b die Summe aller Flügelbreiten.

Es sind nun die Änderungen dieser Integrale zu berechnen, wenn geändert wird:

ϱ in $\varrho + \delta\varrho$, v in $v + \delta v$, ω in $\omega + \delta\omega$, i in $i + \delta i$, ferner wenn der ganze Flügel, ohne sich zu drehen, um das Stück δr herausgeschoben wird, d. h. wenn sowohl die obere Grenze des

---

[1]) Schwager, T. B. Bd. III H. 5 S. 133 ff.

[2]) Diese Abnahme des Drehmoments von einer günstigsten Tourenzahl aus, die 150—250 Touren niedriger liegt als die übliche, sollte mehr beachtet werden, da es für den Propeller nicht nur auf die Leistung sondern auch auf das Drehmoment ankommt.

Integrals als auch die Veränderliche r durchweg um δr vergrößert werden.

In den Integralen sind c_a und c_w als Funktionen von $\alpha = i - \varepsilon$ anzusehen, so daß die folgenden Beziehungen zu beachten sind:

$$\frac{\partial c_a}{\partial v} = \frac{\partial c_a}{\partial \alpha}\frac{\partial \alpha}{\partial v} \qquad \frac{\partial c_a}{\partial \alpha} = c'_a$$

und die entsprechenden für ω und i und für c_w.

Andererseits ist:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial v} = -\frac{\partial \varepsilon}{\partial v} \qquad \frac{\partial \alpha}{\partial \omega} = -\frac{\partial \varepsilon}{\partial \omega} \qquad \frac{\partial \alpha}{\partial i} = 1$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial v} = \frac{\omega r}{v^2 + \omega^2 r^2} \qquad \frac{\partial \varepsilon}{\partial \omega} = -\frac{v r}{v^2 + \omega^2 r^2}$$

$$\frac{\partial c_a}{\partial v} = c'_a \frac{-\omega r}{v^2 + \omega^2 r^2} \qquad \frac{\partial c_a}{\partial \omega} = c'_a \frac{v r}{v^2 + \omega^2 r^2}$$

$$\frac{\partial c_w}{\partial v} = c'_w \frac{-\omega r}{v^2 + \omega^2 r^2} \qquad \frac{\partial c_w}{\partial \omega} = c'_w \frac{v r}{v^2 + \omega^2 r^2}.$$

Man setzt wie oben:

$$\frac{c_w}{c_a} = \beta \qquad \frac{c'_a}{c_a} = \delta \qquad \frac{c'_w}{c_a} = \gamma.$$

Beachtet man noch, daß:

$$r = \cos\varepsilon \frac{v}{\omega}, \quad dr = -\frac{v}{\omega}\frac{d\varepsilon}{\sin^2\varepsilon}$$

ist und, daß der oberen Grenze r_a die obere Grenze ε_a entspricht, so liefert die Ausführung der Differentiationen unter dem Integralzeichen die folgenden Ergebnisse:

$$\left.\begin{aligned}
P &= -\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega} J_1 & M &= -\frac{\varrho v^4 b c_a}{2\omega^2} J_2 \\
P_v &= -\frac{\varrho v^2 b c_a}{2\omega} J_{1v} & M_v &= -\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega^2} J_{2v} \\
P_\omega &= -\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega^2} J_{1\omega} & M_\omega &= -\frac{\varrho v^4 b c_a}{2\omega^3} J_{2\omega} \\
P_i &= -\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega} J_{1i} & M_i &= -\frac{\varrho v^4 b c_a}{2\omega^2} J_{2i} \\
P_\varrho &= \frac{P}{\varrho} & M_\varrho &= \frac{M}{\varrho}
\end{aligned}\right\} \quad (7)$$

$$\left.\begin{aligned}
\text{wo:}\quad J_1 &= \int_{\pi/2}^{\varepsilon_a} d\varepsilon\left[\frac{\cos\varepsilon}{\sin^4\varepsilon} - \beta\frac{1}{\sin^3\varepsilon}\right] \\
J_2 &= \int_{\pi/2}^{\varepsilon_a} d\varepsilon\left[\beta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^5\varepsilon} + \frac{\cos\varepsilon}{\sin^4\varepsilon}\right] \\
J_{1v} &= \int d\varepsilon\left[\frac{\cos\varepsilon}{\sin^2\varepsilon} - \beta\frac{1}{\sin\varepsilon} - \delta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^3\varepsilon} + \right. \\
&\qquad \left. + \gamma\frac{\cos\varepsilon}{\sin^2\varepsilon} - \beta\frac{1}{\sin^3\varepsilon}\right] \\
J_{2v} &= \int d\varepsilon\left[\beta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^3\varepsilon} + \frac{\cos\varepsilon}{\sin^2\varepsilon} - \gamma\frac{\cos^3\varepsilon}{\sin^4\varepsilon} - \right. \\
&\qquad \left. - \delta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^3\varepsilon} + \frac{\cos\varepsilon}{\sin^4\varepsilon}\right] \\
J_{1\omega} &= \int d\varepsilon\left[\frac{\cos^3\varepsilon}{\sin^4\varepsilon} - \beta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^3\varepsilon} + \delta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^3\varepsilon} - \right. \\
&\qquad \left. - \gamma\frac{\cos\varepsilon}{\sin^2\varepsilon} + \frac{\cos\varepsilon}{\sin^4\varepsilon}\right] \\
J_{2\omega} &= \int d\varepsilon\left[\beta\frac{\cos^4\varepsilon}{\sin^5\varepsilon} + \frac{\cos^3\varepsilon}{\sin^4\varepsilon} + \gamma\frac{\cos^3\varepsilon}{\sin^4\varepsilon} + \right. \\
&\qquad \left. + \delta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^3\varepsilon} + \beta\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^5\varepsilon}\right] \\
J_{1i} &= \int d\varepsilon\left[\delta\frac{\cos\varepsilon}{\sin^4\varepsilon} - \gamma\frac{1}{\sin^3\varepsilon}\right] \\
J_{2i} &= \int d\varepsilon\left[\gamma\frac{\cos^2\varepsilon}{\sin^5\varepsilon} + \delta\frac{\cos\varepsilon}{\sin^4\varepsilon}\right]
\end{aligned}\right\} \quad (6)$$

Die Ausrechnung erleichtert sich, wenn man beachtet, daß P und M homogen sind in v und ω vom zweiten Grade, so zwar, daß wenn man v und ω durch $k \cdot v$ und $k \cdot \omega$ ersetzt, P und M in $k^2 P$ und $k^2 M$ übergehen. Für solche Funktionen gilt nach einem Eulerschen Satz:

$$\left.\begin{aligned}
& v P_v + \omega P_\omega = 2P \qquad v M_v + \omega M_\omega = 2M \\
\text{oder}\quad & J_{1v} + J_{1\omega} = 2J_1 \qquad J_{2v} + J_{2\omega} = 2J_2
\end{aligned}\right\} \quad (8)$$

Die noch fehlende Variation für eine Änderung δr erhält man folgendermaßen. Die Integrale für P und M ändern sich erstens dadurch, daß die obere Grenze sich um δr vergrößert, die untere um δr verkleinert, ferner dadurch, daß sich unter dem Integral jedes r um δr vergrößert. Es ergibt sich also, wenn man die Integranden von P und M mit P' bzw. M' bezeichnet:

$$\delta P = \delta r (P'_a - P'_i) + \int_{r_i}^{r_a} dr \frac{\partial P'}{\partial r}\delta r = 2\delta r (P'_a - P'_i)$$

$$\delta M = 2\delta r (M'_a - M'_i).$$

Die Indizes a und i sollen hier die Werte an der oberen bzw. unteren Grenze bedeuten.

Da die Werte an der unteren Grenze vernachlässigbar sind, gilt:

$$\delta P = \delta r\, 2 P'_a \qquad \delta M = \delta r \cdot 2 M'_a.$$

Setzt man nun:

$$2P'_a = P_r \qquad 2M'_a = M_r$$

$$J_{1r} = -\frac{1 - \beta\,\mathrm{tg}\,\varepsilon}{\sin\varepsilon}\, 2\cot^2\varepsilon \qquad J_{2r} = -\frac{\beta + \mathrm{tg}\,\varepsilon}{\sin\varepsilon} \cdot 2\cot^3\varepsilon \quad (6\,a)$$

so kann man den Gl. (7) hinzufügen:

$$P_r = -\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega r} J_{1r} \qquad M_r = -\frac{\varrho v^4 b c_a}{2\omega^2 r} J_{2r}. \quad (7\,a)$$

Die Größen J sind also reine Zahlen, und zwar Funktionen der oberen Grenze des Integrals (die untere ist zu vernachlässigen), d. h. des Fortschrittwinkels ε_a oder des Fortschrittgrades $tg\varepsilon_a = v/\omega r_a$.

Die Formeln (7) zeigen unabhängig von der aufgestellten Theorie jedenfalls den Dimensionsbau der in den Gleichgewichtsbedingungen zu verwendenden Größen. Wenn man ganz vorsichtig sein will, möge man unter b einen gewissen Mittelwert der Flügelbreite, unter c_a und c_w gewisse Mittelwerte der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten verstehen.

Bei der Ermittlung der Kennwerte J des Propellers aus den Formeln (6) möge noch die Annahme gemacht werden, daß die Koeffizientenverhältnisse der Flügelprofile β, γ und δ längs des Radius konstant sind. Diese Annahme empfiehlt sich außer durch ihre Einfachheit deswegen, weil die äußeren, wenig veränderlichen Profile doch den weitaus größten Beitrag wegen der Potenzen von $\sin\varepsilon$ in den Nennern der Integranden stellen.

Das Ergebnis der Integration kann man dann folgendermaßen schreiben:

Man führe zunächst die Abkürzungen ein:

$$\varepsilon = \varepsilon_a \quad \varphi_1 = \sin\varepsilon \ln \mathrm{tg}\frac{\varepsilon}{2} - \cot\varepsilon \quad \varphi_2 = \sin\varepsilon \ln \mathrm{tg}\frac{\varepsilon}{2} + \cot\varepsilon$$

$$a_1 = \frac{1}{3}(1 - \sin^{-3}\varepsilon) \qquad b_1 = -\frac{1}{2}\varphi_1 \sin^{-1}\varepsilon$$

$$b_2 = -\frac{1}{8}(\varphi_2 + 2\cot^3\varepsilon)\sin^{-1}\varepsilon$$

$$a_{1v} = 1 - \sin^{-1}\varepsilon \quad b_{1v} = -\frac{1}{2}(\varphi_2 + 2\varphi_1)\sin^{-1}\varepsilon$$

$$d_{1v} = \frac{1}{2}\varphi_2 \sin^{-1}\varepsilon.$$

Dann läßt sich die Auswertung der Integrale in der Form darstellen:

$$\begin{aligned}
J_1 &= a_1 + b_1\beta & J_2 &= a_1 + b_2\beta \\
J_{1v} &= a_{1v}(1+\gamma) + b_{1v}\beta + d_{1v}\delta & J_{2v} &= a_{1v}(1+\gamma) + a_1(1-\gamma) + d_{1v}(\delta - \beta) \\
J_{1\omega} &= 2J_1 - J_{1v} & J_{2\omega} &= 2J_2 - J_{2v} \\
J_{1i} &= a_1\delta + b_1\gamma & J_{2i} &= a_1\delta + b_2\gamma.
\end{aligned}$$

Für die zahlenmäßige Darstellung der Größen J sind zunächst für die Koeffizientenverhältnisse β, γ und δ des Flügel-

profils Zahlwerte zu wählen. Die entsprechenden Werte für gradlinig bewegte gute Tragflächenprofile[1]) wären etwa $\beta = 0{,}07$, $\gamma = 0{,}5$, $\delta = 8$. Mit diesen Werten sind auch die nachstehenden Tabellen gerechnet worden. Ein späterer Vergleich mit Propellerversuchsreihen bestätigte diese Wahl ganz befriedigend.

Sodann wurde die tabellarische Auswertung nach den Werten $\varepsilon = 6^0, 8^0, 10^0, 12^0, 14^0$ vorgenommen, da die vorkommenden Verhältnisse von Motorleistung, Motordrehzahl und Fahrzeuggeschwindigkeit Werte von ε zwischen 6^0 und 14^0 bedingen. Dabei ergibt sich für schnelle Fahrzeuge, kleine Leistungen und niedrige Drehzahlen ein großes ε und großer Wirkungsgrad η, für langsame Fahrzeuge, große Leistungen und hohe Drehzahlen ein kleines ε und η, wie aus den späteren Beispielen hervorgeht.

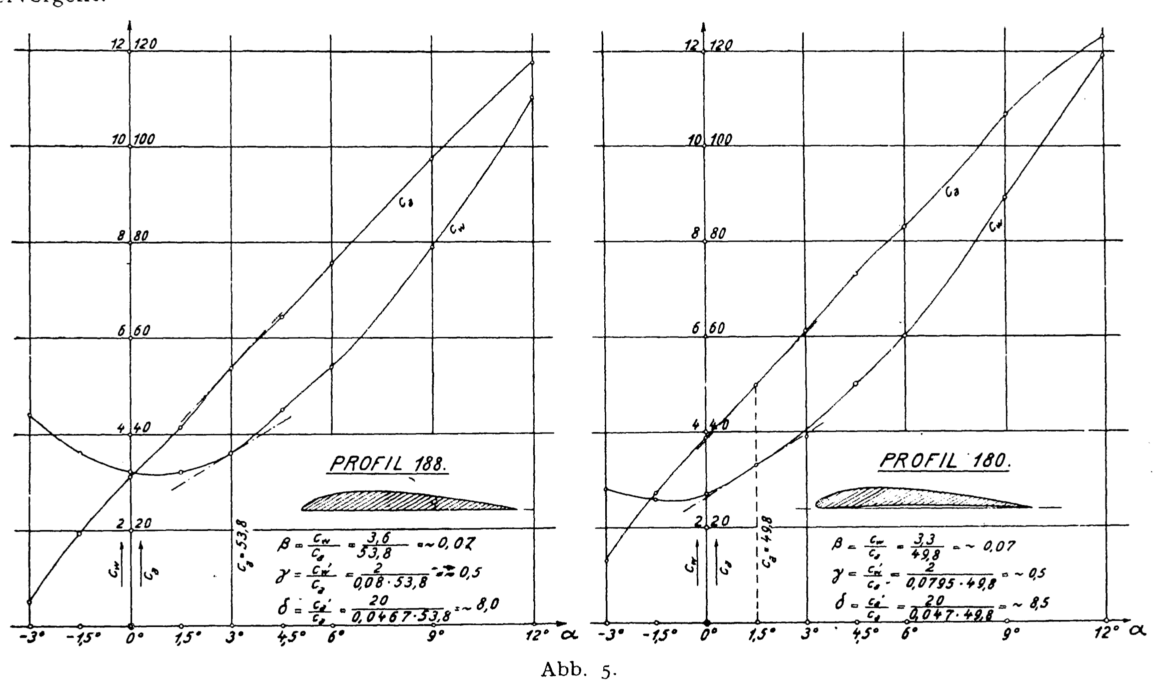


Abb. 5.

Die Ausrechnung auf dem beschriebenen Wege ergab die in dem folgenden tabellarischen Auszug zusammengestellten Werte:

ε	6^0	8^0	10^0	12^0	14^0
$-J_1$	288,238	121,439	62,099	35,884	22,555
$-J_2$	436,490	169,044	81,974	45,698	28,003
$\frac{J_1}{J_2} = \eta$	0,661	0,718	0,757	0,785	0,805[3])
J_{1v}	342,933	186,656	115,157	76,817	54,027
J_{2v}	190,591	121,230	81,036	56,698	41,115
$-J_{1\omega}$	919,409	429,534	239,355	148,585	99,137
$-J_{2\omega}$	1063,571	459,318	244,984	148,094	97,121
$-J_{1i}$	2308,724	973,130	497,842	287,820	181,003
$-J_{2i}$	3367,666	1313,158	639,810	357,918	219,914
$-J_{1r}$	1719,296	720,4056	365,875	209,142	130,669
$-J_{2r}$	2885,580	1089,945	517,509	283,127	170,327

Versuchswerte.

Diese theoretisch ermittelten Zahlen wurden mit den bisher veröffentlichten Versuchsreihen verglichen. Die beste Übereinstimmung ergab sich mit den im natürlichen Maßstabe und in wirklicher Fahrt durchgeführten Versuchen des Luftschiffbau Zeppelin[2]).

An der Stelle der größten Wirkungsgrade erhält man aus den dort wiedergegebenen Versuchskurven die folgenden Werte:

Zweiflügelige L. Z.-Schraube bei

$$\frac{c_w}{c_a} = \beta = 0{,}06 \quad \frac{c_w'}{c_a} = \gamma = 0{,}5 \quad \frac{c_a'}{c_a} = \delta = 8{,}46$$

[1]) Profil 188 der T. B. der Flugzeugmeisterei, S. 210 Bd. I (Abb. 5 dieser Arbeit).

[2]) Jahrb. d. Wiss. Ges. f. Luftfahrt III. Bd. 1914, 1. Liefg. S. 90—91.

[3]) η ist der Propellerwirkungsgrad

$$\cot \varepsilon = \frac{\omega r}{v} = 5{,}48 \qquad \varepsilon = 10^0\ 20'$$

$$J_1 = -56{,}5 \qquad J_2 = -71{,}7$$
$$J_{1v} = 113{,}1 \qquad J_{2v} = 82{,}3$$
$$J_{1\omega} = -226{,}0 \qquad J_{2\omega} = -225{,}7.$$

Vierflügelige L. Z.-Versuchsschraube bei

$$\cot \varepsilon = 4{,}6 \qquad \varepsilon = 12^0\ 10'$$
$$\beta = 0{,}075 \quad \gamma = 0{,}47 \quad \delta = 8{,}90 \quad J_1 = 33{,}8 \qquad J_2 = -43{,}6$$
$$J_{1v} = 82{,}9 \qquad J_{2v} = 62{,}5$$
$$J_{1\omega} = -150{,}5 \quad J_{2\omega} = -149{,}7.$$

Vierflügelige normale L. Z.-Schraube:

$$\beta = 0{,}084 \quad \gamma = 0{,}642 \quad \delta = 8{,}23 \quad \cot \varepsilon = 5{,}75 \qquad \varepsilon = 9^0\ 50'$$
$$J_1 = -64\ 6 \qquad J_2 = -90{,}2$$
$$J_{1v} = 121{,}4 \qquad J_{2v} = 94{,}7$$
$$J_{1\omega} = -250{,}5 \quad J_{2\omega} = -275{,}3.$$

Diese Versuchsergebnisse zeigen, daß die vierflügeligen Schrauben sich gegenüber zweiflügeligen verhalten wie die Flügelprofile enger gestellter Mehrdeckerflächen, daß die Übereinstimmung mit der oben durchgeführten Theorie sehr gut ist und daß die Wahl der Grundwerte β, γ und δ keinen erheblichen Einfluß auf die Größen J hat.

Die Schaffranschen, mit kleinen Modellen in Wasser durchgeführten Schleppversuche (bisher noch nicht veröffentlicht) stimmen ebenfalls leidlich, aber nicht so gut überein mit unseren Rechnungen, während die von Toussaint und Maurain[1]) veröffentlichten Propellerwagenversuche ganz auseinanderfallende große Versuchsfehler andeutende Ergebnisse liefern.

Eine graphische Auftragung dieser Funktionen von ε läßt erkennen, daß sie sich mit großer Genauigkeit durch die folgenden Formeln darstellen lassen:

$$J_1 = -0{,}31 \cot^2 \varepsilon\, (\cot \varepsilon + 0{,}6)$$
$$J_2 = -0{,}018 \cot^2 \varepsilon\, (\cot \varepsilon + 19{,}1675)\, (\cot \varepsilon + 0{,}059)$$
$$J_{1v} = 4{,}17 \cot \varepsilon\, (\cot \varepsilon - 0{,}8)$$
$$J_{2v} = 0{,}1575 \cot \varepsilon\, (\cot \varepsilon - 0{,}879)\, (24{,}581 - \cot \varepsilon)$$
$$J_{1\omega} = -0{,}728 \cot^2 \varepsilon\, (\cot \varepsilon + 4{,}5) = 2\, J_1 - J_{1v}$$
$$J_{2\omega} = 2\, J_2 - J_{2v}$$
$$J_{1i} = -2{,}62 \cot^2 \varepsilon\, (\cot \varepsilon + 0{,}3)$$
$$J_{2i} = -0{,}12 \cot^2 \varepsilon\, (\cot \varepsilon + 0{,}603)\, (\cot \varepsilon + 20{,}897)$$
$$J_{1r} = -2 \cot^2 \varepsilon \sin^{-1} \varepsilon\, (1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon)$$
$$J_{2r} = -2 \cot^3 \varepsilon \sin^{-1} \varepsilon\, (\beta + \operatorname{tg} \varepsilon).$$

Diskussion der Zustandsgleichungen.

Nachdem so das Zahlenmaterial vorbereitet ist, kann man zur Erörterung der Gleichgewichtsbedingungen zurückkehren.

[1]) Bulletin de l'Institut Aérotechnique de l'Université de Paris 1913.

Die Ersetzung der Propellerabgeleiteten P, P_v usw. durch die entsprechenden Beiwerte J und die Division mit P bzw. M bringt die Gleichgewichtsbedingungen (3a) in die Form:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{\delta\varrho}{\varrho}+\frac{\delta v}{v}\frac{J_{1v}}{J_1}+\frac{\delta\omega}{\omega}\frac{J_{1\omega}}{J_1}+\\ &\quad+\delta i\frac{J_{1i}}{J_1}+\frac{\delta r}{r}\frac{J_{1r}}{J_1}=\frac{\delta P}{P}\\ &\frac{\delta\varrho}{\varrho}+\frac{\delta v}{v}\frac{J_{2v}}{J_2}+\frac{\delta\omega}{\omega}\frac{J_{2\omega}}{J_2}+\\ &\quad+\delta i\frac{J_{2i}}{J_2}+\frac{\delta r}{r}\frac{J_{2r}}{J_2}=\frac{\delta M}{M} \end{aligned}\right\} \quad (9)$$

Um diese Gleichungen numerisch zu behandeln, suchen wir das Verhalten des Motordrehmomentes bei Normalmotoren und bei Idealhöhenmotoren in einer Formel zusammenzufassen. Unter Normalmotoren wollen wir dabei solche mit einem in der Höhe abnehmenden Drehmoment, unter Idealhöhenmotoren solche mit einem von der Höhe, d. h. Luftdichte unabhängigen Drehmoment verstehen.

Nach S. 62 kann man zusammenfassend setzen:

$$\frac{\delta M}{M}=\frac{\delta\varrho}{\varrho}p-\left(\frac{\delta\omega}{\omega}\right)^2 a,$$

wo für alle Motoren a zwischen 1 und 2 liegt und für Normalmotoren $p = 1{,}05$ bis $1{,}1$ und für Idealhöhenmotoren $p = 0$ genommen werden kann.

Im allgemeinen kann das zweite Glied gegen das erste vernachlässigt werden, nur bei der Frage nach der günstigsten Drehzahl des Aggregats Motor-Propeller ist es zu berücksichtigen.

Das Glied $\delta P/P$ auf der rechten Seite der ersten der obigen Gleichungen muß von Fall zu Fall des betrachteten Fahrzeugs und seines Betriebszustandes behandelt werden.

Luftschiffe.

Wir betrachten zuerst Luftschiffe. Für diese wird nach Gl. (1a)

$$\frac{\delta P}{P}=\frac{\delta\varrho}{\varrho}+2\frac{\delta v}{v}+\frac{\delta c}{c}.$$

Mit diesen Beziehungen für δM und δP, wenn man noch beachtet

$$J_{1v}+J_{1\omega}=2J_1$$
$$J_{2v}+J_{2\omega}=2J_2$$

nehmen die Gl. (9) die Form an:

$$\left.\begin{aligned} &-\frac{\delta v}{v}J_{1\omega}+\frac{\delta\omega}{\omega}J_{1\omega}+\delta i\,J_{1i}+\frac{\delta r}{r}J_{1r}=\frac{\delta c}{c}J_1\\ &\frac{\delta v}{v}J_{2v}+\frac{\delta\omega}{\omega}\left(J_{2\omega}+a\frac{\delta\omega}{\omega}J_2\right)+\delta i\,J_{2i}+\\ &\qquad+\frac{\delta r}{r}J_{2r}=\frac{\delta\varrho}{\varrho}\left(p-1\right)J_{2v}+J_{2\omega} \end{aligned}\right\} \quad (9a)$$

Einen besonders einfachen und bemerkenswerten Fall erhält man, wenn man feste Propeller ($\delta i = \delta r = 0$) und keine dynamische Höhensteuerung annimmt, und weiter voraussetzt, daß das Drehmoment genau proportional der Luftdichte abnimmt ($p = 1$).

Dann ergibt sich[1] $\frac{\delta v}{v}=\frac{\delta\omega}{\omega}=0$. D. h.:

Ein Luftschiff mit festen Propellern und einem der Luftdichte proportionalen Drehmoment hat in allen Höhen dieselbe Geschwindigkeit und dieselbe Drehzahl der Propeller.

Für einen solchen Fall hätte also die Anwendung verstellbarer Propeller keinen Vorteil.

Anders wird der Fall schon, wenn man, wie es der Wirklichkeit entspricht $p = 1{,}1$ setzt. Auch dann wird $\frac{\delta v}{v}=\frac{\delta\omega}{\omega}$, d. h. die verhältnismäßige Drehzahl wächst und nimmt ab, ebenso wie die verhältnismäßige Fahrtgeschwindigkeit. Ferner erhält man für $\frac{\delta\omega}{\omega}$ die Gleichung:

$$\left(\frac{\delta\omega}{\omega}\right)^2+2\frac{\delta\omega}{\omega}\frac{1}{a}-\frac{\delta\varrho}{\varrho}\frac{0{,}1}{a}=0$$

oder:

$$\frac{\delta\omega}{\omega}=-\frac{1}{a}\left[1\pm\sqrt{1+\frac{\delta\varrho}{\varrho}0{,}1\,a}\right]$$

und da das zweite Glied unter der Wurzel gegen das erste immer klein ist

$$\frac{\delta\omega}{\omega}=-\frac{1}{a}\left[1\pm\left(1+\frac{\delta\varrho}{\varrho}0{,}059\right)\right].$$

Für alle Werte von a in der Größenordnung 1 erhält man, wenn man die nicht in Betracht kommenden großen negativen Wurzeln fortläßt:

$$\frac{\delta\omega}{\omega}=\frac{p-1}{2}\frac{\delta\varrho}{\varrho}=0{,}05\frac{\delta\varrho}{\varrho}.$$

Die wirklich vorhandene Veränderlichkeit des Drehmoments mit der Tourenzahl hat also keinen merklichen Einfluß und die Abnahme mit der Luftdichte bringt etwa bei halber Luftdichte $\frac{\delta\varrho}{\varrho}=\frac{1}{2}$, d. h. bei einer Höhe von etwa 6500 m eine Tourenzahlverringerung von 5%, also z. B. von 1400 auf 1330, und eine ebensolche Geschwindigkeitsverringerung, also z. B. von 100 km/h auf 95 km/h.

Ein verstellbarer Propeller hätte hier den Vorteil, die Tourenzahl wieder auf 1400 und damit die Geschwindigkeit auf nahezu den ursprünglichen Wert heraufbringen zu können

Dynamische Höhensteuerung.

Wir betrachten nun den Fall, daß zwar die Luftdichte unverändert ist, $\delta\varrho/\varrho = 0$, daß alsodie Fahrt in unveränderter Höhe stattfindet, daß jedoch etwa durch dynamische Höhensteuerung der Widerstandskoeffizient des Luftschiffs c zunimmt um den verhältnismäßigen Betrag $\delta c/c$, und zwar bestimmen wir für feste Propeller die Drehzahländerung und Geschwindigkeitsverminderung und für Verstellpropeller mit unveränderlich gehaltener Drehzahl den erforderlichen Stellwinkel bzw. die erforderliche Durchmesservergrößerung und die Geschwindigkeitsverminderung.

Die Abhängigkeit des Drehmoments von der Drehzahl, ausgedrückt durch die Zahl a, kann dabei vernachlässigt werden.

Für feste Propeller ergibt sich mit $\delta i=\frac{\delta r}{r}=0$ nach Gl. (9a)

$$\frac{\delta\omega}{\omega}=-\frac{\delta v}{v}\frac{J_{2v}}{J_{2\omega}}$$

und

$$\frac{\delta v}{v}=-\frac{1}{2}\frac{\delta c}{c}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}}\frac{J_1}{J_2}.$$

Für Verstellpropeller mit $\frac{\delta\omega}{\omega}=0$ wird

$$\delta i=-\frac{\delta v}{v}\frac{J_{2v}}{J_{2i}}\quad\text{bzw.}\quad\frac{\delta r}{r}=-\frac{\delta v}{v}\frac{J_{2v}}{J_{2r}}$$

und

$$\frac{\delta v}{v}=-\frac{\delta c}{c}\frac{J_1}{J_{1\omega}+J_{2v}\frac{J_{1i}}{J_{2i}}}\quad\text{bzw.}\quad\frac{\delta v}{v}=-\frac{\delta c}{c}\frac{J_1}{J_{1\omega}+J_{2v}\frac{J_{1r}}{J_{2r}}}.$$

Über die Größenordnung der Einflüsse gibt die Tabelle der folgenden Seite Auskunft.

Steigt z. B. durch dynamische Steuerung der Widerstand um 30%, ist also $\frac{\delta c}{c}=0{,}3$, so nimmt bei festen Propellern die Geschwindigkeit um 11,4 bis 11,85% ab, und zwar bei langsamen Propellern etwas mehr als bei schnellaufenden, die Drehzahl fällt dabei um 2,1 bis 5,1%, und zwar bei langsamen Propellern ebenfalls stärker wie bei schnellaufenden.

Verwendet man Verstellpropeller mit veränderlichem Durchmesser und hält die Drehzahl konstant, so fällt die Geschwindigkeit nur um 10,65 bis 10,05%, und zwar für langsame

[1]) Eine zweite Lösung $\frac{\delta\omega}{\omega}=\frac{\delta v}{v}=-\frac{2}{\varrho}$ hat offenbar keine Bedeutung, weil aus dem Gebiet der kleinen Änderungen fallend.

	ε	6	8	10	12	14^0	
Feste Propeller	$\frac{\delta v}{v} =$	$-0{,}382$	$-0{,}384$	$-0{,}388$	$-0{,}391$	$-0{,}395$	$\frac{\delta c}{c}$
	$\frac{\delta \omega}{\omega} =$	$-0{,}0584$	$-0{,}1014$	$-0{,}1284$	$-0{,}1498$	$-0{,}1671$	,,
Verstellpropeller Radius verstellbar	$\frac{\delta v}{v} =$	$-0{,}3555$	$-0{,}347$	$-0{,}341$	$-0{,}337$	$-0{,}3345$	,,
	$\frac{\delta r}{r} =$	$-0{,}066$	$-0{,}111$	$-0{,}1565$	$-0{,}200$	$-0{,}2415$	,,
Verstellpropeller Winkel verstellbar	$\frac{\delta v}{v} =$	$-0{,}362$	$-0{,}357$	$-0{,}352$	$-0{,}349$	$-0{,}346$	,,
	$\frac{d i}{i} =$	$-0{,}057$	$-0{,}092$	$-0{,}1265$	$-0{,}1585$	$-0{,}187$	,,

Propeller weniger, und der Durchmesser muß um 1,8 bis 7,2% verkleinert werden.

Verwendet man Propeller mit veränderlicher Steigung, so fällt die Geschwindigkeit um etwa denselben Betrag und die erforderliche Flacherverstellung geht von 0,018 bis 0,057 ($0{,}9^0$ bis $3{,}3^0$).

Bei festen Propellern fällt also bei 30% Widerstandsvergrößerung die Geschwindigkeit z. B. von 100 km/h auf 88 und bei Verstellpropellern nur auf 90.

Bei 30% Widerstandsvergrößerung hat die Verwendung von Verstellpropellern also noch keine erheblichen Vorteile.

Wendet man aus Gründen der Manövrierfähigkeit umsteuerbare Propeller an, so wird man den Vorteil einer solchen Geschwindigkeitssteigerung und des Haltens der Drehzahl auf der vorteilhaftesten Stufe mitnehmen, aber wegen der Verstellbarkeit allein wird man für Normalmotoren nicht von festen Propellern abgehen.

Ganz ähnlich liegen die Verhältnisse bei Ausfallen mehrerer Motoren, etwa der Hälfte, wenn z. B. jeder Motor auf einen Propeller arbeitet. Die Wirkung ist dieselbe als wenn der Widerstand der Geschwindigkeitseinheit auf das Doppelte wächst, also als wenn $\delta c/c = 0{,}5$.

Es fällt dann bei festen Propellern die Geschwindigkeit um etwa 20% und bei verstellbaren nur um 17%, d. h. von 100 km/h einmal auf 80 dann auf 83. Auch hier ist der Gewinn nicht genügend groß, um verstellbare Propeller anzuwenden, wenn man nicht sowieso umsteuerbare verwendet.

Höhenmotoren für Luftschiffe.

Erheblich größer sind natürlich die Vorteile von Verstellpropellern bei Idealhöhenmotoren. Für diese ist in den Gleichgewichtsbedingungen (9a) $p = 0$, $\alpha = 0$, $\delta c = 0$ zu setzen, und man erhält für feste Propeller, d. h. für $\delta i = \delta r/r = 0$

$$\frac{\delta \omega}{\omega} = \frac{\delta v}{v} = -\frac{1}{2}\frac{\delta \varrho}{\varrho},$$

d. h. alle Geschwindigkeiten werden proportional mit der Wurzel aus der Luftdichte zunehmen, solange, bis der Motor auf eine unzulässige Drehzahl kommt. Will man z. B. in 6500 m, d. h. bei etwa halber Luftdichte mit der höchstzulässigen Drehzahl fahren, dann muß man in Bodennähe mit einer Drehzahl von $\sqrt{1/2}$ der zulässigen Drehzahl fahren, also z. B. mit $0{,}7 \cdot 1400 = 980$. Die Geschwindigkeit würde dann in Bodennähe auch nur 0,7 der Geschwindigkeit in der Höhe sein. Übrigens würden 980 Touren statt 1400 bei vollem Drehmoment den Motoren und ihren Fundamenten nicht gut bekommen.

Mit verstellbaren Propellern kann man diese Nachteile vermeiden. Die Gl. (9a) ergeben dies, wenn man $\delta\omega/\omega = 0$ und dafür δi bzw. $\delta r/r = 0$ setzt, nämlich:

Für verstellbare Steigung:

$$\frac{\delta v}{v} = -\frac{\delta \varrho}{\varrho}\,\frac{\frac{J_2}{J_{1\omega}}}{\frac{J_{2v}}{J_{1\omega}} + \frac{J_{2i}}{J_{1i}}} \qquad \delta i = -\frac{\delta \varrho}{\varrho}\,\frac{\frac{J_2}{J_{1i}}}{\frac{J_{2v}}{J_{1\omega}} + \frac{J_{2i}}{J_{1i}}}.$$

Für veränderlichen Durchmesser:

$$\frac{\delta v}{v} = -\frac{\delta \varrho}{\varrho}\,\frac{\frac{J_2}{J_{1\omega}}}{\frac{J_{2v}}{J_{1\omega}} + \frac{J_{2r}}{J_{1r}}} \qquad \frac{\delta r}{r} = -\frac{\delta \varrho}{\varrho}\,\frac{\frac{J_2}{J_{1r}}}{\frac{J_{2v}}{J_{1\omega}} + \frac{J_{2r}}{J_{1r}}}.$$

Die folgende Tabelle zeigt die Größenverhältnisse, ausgerechnet auf Grund der J-Werte:

	$\varepsilon =$	6	8	10	12	14^0	
$\delta r = 0$	$\frac{\delta v}{v} =$	$-0{,}38$	$-0{,}37$	$-0{,}36$	$-0{,}36$	$-0{,}35$	$\frac{\delta \varrho}{\varrho}$
	$\delta i =$	$-0{,}15$	$-0{,}16$	$-0{,}17$	$-0{,}18$	$-0{,}19$	,,
$\delta i = 0$	$\frac{\delta v}{v} =$	$-0{,}32$	$-0{,}32$	$-0{,}32$	$-0{,}32$	$-0{,}32$	,,
	$\frac{\delta r}{r} =$	$-0{,}17$	$-0{,}19$	$-0{,}21$	$-0{,}225$	$-0{,}24$	,,

Zur Beleuchtung dieser Zahlenverhältnisse sei wieder vorausgesetzt, daß die Propeller für 6500 m Höhe konstruiert seien. Welche Geschwindigkeitsverluste und welche Verstellgrößen sind in Bodennähe zu erwarten, wenn die Drehzahl konstant gehalten wird?

Die Geschwindigkeitsverminderung in Bodennähe wird sich zu derjenigen bei festen Propellern verhalten, wie 0,38 zu 0,5. Da nun diese oben berechnet wurde zu $1 - \sqrt{1/2} = 0{,}3$, so ergibt sich 22,8% bei $\varepsilon = 6^0$ bis 21,0% bei $\varepsilon = 14^0$ bei Winkelverstellung und 19,2% bei Radiusverstellung, also in letzterem Falle etwas günstiger. Der hierzu nötige Verstellwinkel wird 0,075 bis 0,095, d. h. 4 bis 6^0 oder die Durchmesservergrößerung 8,5 bis 12%.

Während also z. B. eine Geschwindigkeit von 140 km/h in 6500 m Höhe mit festen Propellern auf 100 km/h in Bodennähe zurückgeht, vermindert sie sich bei Verstellpropellern nur auf etwa 110 km/h.

Radial verstellbare Propeller sind dabei etwas im Vorteil gegenüber Winkelverstellung. Jedoch ist die Winkelverstellung konstruktiv viel einfacher.

Zustandgleichungen der Flugzeuge. Vergleich zwischen Normal- und Höhenmotor.

Es sollen nun auch die verschiedenen Betriebsverhältnisse des Flugzeugs und der Einfluß von Luftdichte und Vorkompression auf die Drehzahl, die Verstellungsgrößen, die Gipfelhöhen und die Steiggeschwindigkeiten betrachtet werden.

Es mögen zuerst die Steigerungen der Gipfelhöhe und der Gipfelgeschwindigkeiten infolge Verwandlung eines Normalmotors in einen Idealhöhenmotor bestimmt werden.

In Gipfelhöhe fahre das Flugzeug mit den günstigsten Werten der Tragflächenkoeffizienten c_a und c_w. Man hat dann in jeder Gipfelhöhe dasselbe Verhältnis von erforderlichem Schub zu Gewicht und also bei konstantem Gewicht den unveränderlichen Schub $P = c_w \frac{\varrho}{2} F v^2$, d. h.

$$\delta P = 0 \text{ u. } v = v_0 \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho}}.$$

Wird also durch irgendwelche Mittel die Gipfelhöhe eines Flugzeugs gesteigert, so wächst die Geschwindigkeit mit der Wurzel aus der reziproken Luftdichte, wenn, wie zweckmäßig, die Flächengröße in Gipfelhöhe den günstigsten Werten von c_a und c_w entspricht.

Es werde nun das Drehmoment eines Normalmotors, welches der Einfachheit wegen genau proportional der Luftdichte angenommen werde, mit dem Drehmoment eines Idealhöhenmotors verglichen bzw. die Differenz δM beider bestimmt.

Man kann schreiben:

$$\delta M = M_0 \left(1 - \frac{\varrho_1}{\varrho_0} \right)$$

wo der Index 0 Bodennähe, der Index 1 die Gipfelhöhe des Normalmotors anzeigt.

Mit diesen Werten von δP und δM lauten die Gleichgewichtsbedingungen:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{\delta \varrho}{\varrho} P + \frac{\delta v}{v} v P_v + \frac{\delta \omega}{\omega} \omega P_\omega + \delta i P_i + \frac{\delta r}{r} r P_r = 0 \\ &\frac{\delta \varrho}{\varrho} M + \frac{\delta v}{v} v M_v + \frac{\delta \omega}{\omega} \omega M_\omega + \delta_i M_i + \\ &\qquad + \frac{\delta r}{r} r M_r = M_0 \left(1 - \frac{\varrho_1}{\varrho_0} \right) \end{aligned}\right| \quad (3b)$$

Betrachten wir ein Flugzeug, das in Bodennähe gerade seine Gipfelhöhe bei unverstärktem Motor hat, so ist

$$\delta M = M_0 \left(1 - \frac{\varrho_1}{\varrho_0} \right) = 0.$$

Beachtet man noch, daß nach S. 63 Gl. (8)

$$P - \frac{1}{2} v P_v = \frac{1}{2} \omega P_\omega$$

$$M - \frac{1}{2} v M_v = \frac{1}{2} \omega M_\omega,$$

so wird die Lösung für feste Propeller ($\delta i = 0$ und $\delta r = 0$)

$$\frac{\delta v}{v} = \frac{\delta \omega}{w} = -\frac{1}{2} \frac{\delta \varrho}{\varrho}.$$

Diese Lösung kann man sich auf dem folgenden Wege besser verständlich machen.

Man lasse außer der Geschwindigkeit auch die Drehzahl umgekehrt proportional der Wurzel aus der Luftdichte steigen, dann werden Schub und Drehmoment sich nicht ändern, da beide Größen Funktionen der Veränderlichen ϱv^2 und ε allein sind. Das Flugzeug wird also mit konstanter Zugkraft in beliebig großer Höhe fliegen, nur daß der Propeller dabei eine mit der reziproken Luftdichte wachsende Drehzahl erhalten muß[1]).

Solche Idealmotoren gibt es natürlich nicht, sondern jeder Motor wird seine zulässige Höchstdrehzahl haben und dieser Höchstdrehzahl wird die Gipfelhöhe entsprechen. Dazu ist es nötig, in Bodennähe mit so kleiner Drehzahl anzufangen, daß die Höchstdrehzahl gerade in Gipfelhöhe eintritt. Das Flugzeug wird, um zu steigen, ein gewisses Überschußdrehmoment haben müssen und dann in jeder Höhe mit derselben Steiggeschwindigkeit steigen wie in der Gipfelhöhe, also mit sehr kleiner Steiggeschwindigkeit.

Um einen bestimmten Fall ins Auge zu fassen, sei ein Flugzeug mit einem Motor von 200 PS bei 1500 Touren, das mit konstantem Drehmoment eine Höhe von 10000 m ($\varrho/\varrho_0 = 0{,}3$) erreichen soll. Die Drehzahl in Bodennähe wird auf $1500 \sqrt{0{,}3} = 820$ und die Leistung von 200 PS auf $200 \sqrt{0{,}3} = 110$ PS heruntergehen müssen. Wenn in 10000 m Höhe eine Geschwindigkeit von 200 km/h verlangt wird, wird auch diese auf 110 km/h heruntergehen. Bei einem Wirkungsgrad des Propellers von 0,75, wie er hier wohl erreicht werden kann, wird der verfügbare Schub $P = \frac{0{,}75 \cdot 110 \cdot 75}{30{,}6} = 202$ kg. Mit diesem in jeder Höhe gleichen Schub könnte ein etwa achtmal so großes Gesamtgewicht, d. h. etwa 1616 kg, getragen werden, so daß also das Flugzeug mit $\frac{1616}{110} = 14{,}7$ kg/PS in Bodennähe arbeiten würde. Es braucht wohl nicht weiter ausgerechnet zu werden, daß dies einen schlechten Start gibt.

Leistungsverbesserung durch Verstellpropeller.

Ein Verstellpropeller würde einesteils in diesen geringen Höhen durch Flacherstellen eine bessere Steiggeschwindigkeit erzielen, was wir nachher noch berechnen wollen, und andernteils auch eine größere Höhe zu erreichen gestatten, wie es die Gl. (3b) zeigen, wenn man in ihnen $\delta \omega/\omega = 0$ setzt. Man erhält für den Höhengewinn $-\frac{\delta \varrho}{\varrho}$ die Lösung

$$\frac{\delta v}{v} = -\delta i \frac{\frac{J_{1i}}{J_1} - \frac{J_{2i}}{J_2}}{\frac{J_{1v}}{J_1} - \frac{J_{2v}}{J_2}} \qquad \frac{\delta \varrho}{\varrho} = \delta i \frac{\frac{J_{1i}}{J_1}\frac{J_{2v}}{J_2} - \frac{J_{2i}}{J_2}\frac{J_{1v}}{J_1}}{\frac{J_{1v}}{J_1} - \frac{J_{2v}}{J_2}}$$

oder bei veränderlichem Radius $\frac{\delta r}{r}$ dieselben Formeln, wenn man den Index i durch den Index r ersetzt.

Eine kurze Rechnung ergibt z. B.:

ε	6°	8°	10°	12°	14°	
$\frac{\delta \varrho}{\varrho}$	−7,56	−7,57	−7,59	−7,63	−7,68	δi
bzw. $\frac{\delta \varrho}{\varrho}$	−7,02	−6,90	−6,79	−6,68	−6,58	$\frac{\delta r}{r}$.

Dies ist die Dichteverminderung, die durch Steilerstellen δi bzw. Herausschieben $\delta r/r$ der Flügelblätter erreicht wird. Um einen Begriff von der entsprechenden Vergrößerung der Gipfelhöhe zu erhalten, verwenden wir die bekannte Beziehung zwischen Luftdichte und Höhe

$$\varrho = \varrho_0 \, 0{,}9^{\frac{z}{1000}}$$

wo z die Höhe in m, ϱ_0 die Dichte am Boden. Es wird dann:

$$\frac{\delta \varrho}{\varrho} = \ln 0{,}9 \frac{\delta z}{1000}$$

oder

$$\delta z = -\frac{\delta \varrho}{\varrho} \cdot 9490.$$

Es wird also

$\delta z =$	71744	71839	72029	72409	72883	δi
bzw. $=$	66620	65481	64437	63393	62444	$\frac{\delta r}{r}$.

Also vergrößert sich z. B. die Gipfelhöhe bei Winkelverstellung von 2°, d. h. bei $\delta i = 0{,}0349$ bzw. bei 1% Durchmesservergrößerung um

$\delta Z =$	2504	2507	2514	2527	2544 m
$=$	666	655	644	634	624 m.

Es ergibt sich also durch die Verstellbarkeit der Propellerblätter eine außerordentliche Steigerung der Gipfelhöhe, so lange, wie das Drehmoment des Motors nicht wesentlich nachläßt.

Steiggeschwindigkeit mit Verstellpropeller.

Es soll nun die Verbesserung auch der Steiggeschwindigkeit durch Flacherstellen ermittelt werden.

Es gilt zunächst identisch für die Steiggeschwindigkeit $v \sin \varphi$ (Abb. 1) die Beziehung

$$\frac{\delta (v \sin \varphi)}{v \sin \varphi} = \frac{\delta v}{v} + \delta \varphi \cot \varphi.$$

Aus den Gleichgewichtsbedingungen (2) des Fluges:

$$\left.\begin{aligned} P &= c_w \frac{\varrho}{2} v^2 F + G \sin \varphi \\ 0 &= c_a \frac{\varrho}{2} v^2 F - G \cos \varphi \end{aligned}\right| \quad \ldots \quad (2)$$

können wir bei unverändertem Anstellwinkel, d. h. mit unverdertem c_a und c_w ableiten:

$$\delta P = c_w \varrho v F \delta v + G \cos \varphi \delta \varphi = G \cos \varphi \left(2 \beta \frac{\delta v}{v} + \delta \varphi \right)$$

$$0 = c_a \varrho v F \delta v + G \sin \varphi \delta \varphi = G \cos \varphi \left(2 \frac{\delta v}{v} + \operatorname{tg} \varphi \delta \varphi \right).$$

Die Elimination von $\delta \varphi$ liefert:

$$\delta P = 2 G \cos \varphi \frac{\delta v}{v} (\beta - \cot \varphi)$$

$$\frac{\delta (v \sin \varphi)}{v \sin \varphi} = \frac{\delta v}{v} [1 - 2 \cot^2 \varphi] \quad \ldots \quad (10)$$

[1]) Dieser Satz ist wohl zuerst von Herrn Dipl.-Ing. Madelung gelegentlich einer Diskussion ausgesprochen worden.

Da die Gleitzahl β immer sehr klein gegen den cot des Steigwinkels ist, darf man im allgemeinen schreiben:

$$\delta P = -2G \frac{\cos^2\varphi}{\sin\varphi} \frac{\delta v}{v}.$$

Das bedeutet, daß die Schubvermehrung fast nur durch Vergrößerung des Steigwinkels φ entsteht und fast gar nicht durch die Geschwindigkeitsvermehrung, denn der Schub P wird nach obiger Gleichung mit wachsender Geschwindigkeit sogar kleiner, weil der Steigwinkel dann kleiner wird.

Diese Veränderung des erforderlichen Schubes muß wieder der Veränderung des gelieferten Schubes gleich gesetzt werden, und da man Steigflug in bestimmter Höhe ($\delta\varrho = 0$) und mit unverändertem Drehmoment voraussetzt, hat man:

$$-2G\frac{\cos^2\varphi}{\sin\varphi}\frac{\delta v}{v} = P_v\,\delta v + P_\omega\,\delta\omega + P_i\,\delta i = -\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}\left(J_{1v}\frac{\delta v}{v} + J_{1\omega}\frac{\delta\omega}{\omega} + J_{1i}\,\delta i\right)$$

$$0 = M_v\,\delta v + M_\omega\,\delta\omega + M_i\,\delta i = -\frac{\varrho v^4 b c}{2\omega^2}\left(J_{2v}\frac{\delta v}{v} + J_{2\omega}\frac{\delta\omega}{\omega} + J_{2i}\,\delta i\right)$$

In diesen Gl. kann man δv und δi als die Unbekannten und die Drehzahlvermehrung $\delta\omega$ als das Gegebene ansehen.

Aus der zweiten Gl. kann man zunächst δi eliminieren und erhält als Bestimmungsgleichung für $\frac{\delta v}{v}$

$$\frac{\delta v}{v}\left[\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}\left(J_{1v} - J_{1i}\frac{J_{2v}}{J_{2i}}\right) - 2G\frac{\cos^2\varphi}{\sin\varphi}\right] = \frac{\delta\omega}{\omega}\left(J_{1i}\frac{J_{2\omega}}{J_{2i}} - J_{1\omega}\right)\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}.$$

Damit wird die verhältnismäßige Steiggeschwindigkeitsvergrößerung nach Gl. (10)

$$\frac{\delta(v\sin\varphi)}{v\sin\varphi} = \frac{(1 - 2\cot^2\varphi)\left(\frac{J_{1i}}{J_{2i}} - \frac{J_{1\omega}}{J_{2\omega}}\right)J_{2\omega}\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}}{\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}\left(\frac{J_{1v}}{J_{2v}} - \frac{J_{1i}}{J_{2i}}\right)J_{2v} - 2G\frac{\cos^2\varphi}{\sin\varphi}}\frac{\delta\omega}{\omega}.$$

Handelt es sich um kleine Steigwinkel φ, so betrachtet man besser die Größe:

$$\frac{\delta(v\sin\varphi)}{v} = \frac{(\sin^2\varphi - 2\cos^2\varphi)\left(\frac{J_{1i}}{J_{2i}} - \frac{J_{1\omega}}{J_{2\omega}}\right)J_{2\omega}\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}}{\frac{\varrho v^3 b c_a}{2\omega}\left(\frac{J_{1v}}{J_{2v}} - \frac{J_{1i}}{J_{2i}}\right)J_{2v}\sin\varphi - 2G\cos^2\varphi}\frac{\delta\omega}{\omega}.$$

Betrachtet man den Fall, daß das Flugzeug so flach steigt, daß die Glieder mit $\sin\varphi$ gegen die anderen Glieder klein werden, so ergibt sich

$$\frac{\delta(v\sin\varphi)}{v} = \frac{\delta\omega}{\omega}\frac{\varrho v^3 b c_a}{2G\omega}\left(-J_{1\omega} + \frac{J_{1i}}{J_{2i}}J_{2\omega}\right)$$

oder mit $G = c_a F v^2 \frac{\varrho}{2}$

$$\frac{\delta(v\sin\varphi)}{v} = \frac{\delta\omega}{\omega}\frac{vb}{F\omega}\left(-J_{1\omega} + \frac{J_{1i}}{J_{2i}}J_{2\omega}\right).$$

Eine Rechnung nach der Tabelle auf S. 64 ergibt:

ε	6	8	10	12	14
$\frac{J_{1i}}{J_{2i}}J_{2\omega} - J_{1\omega}$	191,6	89,5	48,8	29,6	19,2.

Nehmen wir etwa das frühere Beispiel mit $v = 30{,}6$ m/s, $b = 0{,}5$ m gesamte Propellerflügelbreite, $F = 40$ qm, $\omega = 86$, $\frac{v}{\omega r} = \frac{30{,}6}{86 \cdot 1{,}6} = 0{,}222$, $\varepsilon = 12^0\ 30'$, bei dem bei $\omega = 86$ ($n = 820$) noch kein Steigen möglich ist, so wird

$$\frac{\delta v\sin\varphi}{v} = \frac{\delta\omega}{\omega}\frac{30{,}6 \cdot 0{,}5}{40 \cdot 86}\,27 = \frac{\delta\omega}{\omega}\,0{,}12.$$

Steigert man etwa von 820 ($\omega = 86$) auf 1460, d. h. etwa $\frac{\delta\omega}{\omega} = 0{,}8$, so wird die Steiggeschwindigkeit

$$\delta(v\sin\varphi) = 30{,}6 \cdot 0{,}096 = 2{,}94 \text{ m/sek } (1760 \text{ m in } 10 \text{ min}).$$

Auch hier ergibt sich also ein erheblicher Vorteil aus der Anwendung des Verstellpropellers.

Auch für Normalmotoren ergibt sich ein Vorteil, denn da in der Höhe und im Steigflug die Tourenzahl etwa um 5% nachläßt, kann man die Steiggeschwindigkeit ebenfalls vermehren. Man betrachte z. B. ein Flugzeug mit $v = 30$, $b = 0{,}5$m $F = 40$, $\omega = 140$, $\frac{v}{\omega r} = \frac{30}{140 \cdot 1{,}5}$, $\varepsilon = 8^0$, so wird

$$\frac{\delta(v\sin\varphi)}{v} = \frac{\delta\omega}{\omega}\frac{30 \cdot 0{,}5}{40 \cdot 140}\,89{,}5 = \frac{\delta\omega}{\omega}\,0{,}2395$$

$$\delta(v\sin\varphi) = 30 \cdot 0{,}2395 \cdot 0{,}05 = 0{,}359 \text{ m/sek} \sim 216 \text{ m/10 min}$$

und zwar wird diese Steiggeschwindigkeitsvermehrung während des ganzen Steigfluges erzielt. Das Flugzeug steigt also z. B. in 30 min auf 4650 m statt auf 4000 m, was schon eine erhebliche Verbesserung bedeutet bei 5% Drehzahlvermehrung.

Mehrere Motoren auf einen Propeller.

Eine weitere, der eingeschlagenen Methode zugängliche Aufgabe entsteht, wenn mehrere Motoren auf einen Propeller arbeiten und einige dieser Motoren ausfallen. Man weiß qualitativ, daß dann die Drehzahl des Propellers herabsinkt, dieser nicht mehr die volle Leistung der übrigen Motoren aufnimmt und deswegen Geschwindigkeit und Schwebefähigkeit des Flugzeugs stärker abnehmen, als dem Ausfall der Motoren entspricht. Quantitativ ergibt sich nach den früher benutzten Grundsätzen für festen und für verstellbaren Propeller folgendes:

Mit den abkürzenden Bezeichnungen $\frac{\delta(v^2)}{v^2} = w$, $\frac{\delta\omega^2}{\omega^2} = u$, $\frac{\delta c_a}{c_a} = c_1$, $\frac{\delta c_w}{c_w} = c_2$ schreiben sich die Gl. (9):

$$\left.\begin{aligned} \tfrac{1}{2}wJ_{1v} + \tfrac{1}{2}uJ_{1\omega} + \delta i\,J_{1i} + \delta r\,J_{1r} &= \frac{\delta P}{P}J_1 \\ \tfrac{1}{2}wJ_{2v} + \tfrac{1}{2}uJ_{2\omega} + \delta i\,J_{2i} + \delta r\,J_{2r} &= \frac{\delta M}{M}J_2 \end{aligned}\right\} \quad (9c)$$

Die Gl. (2) auf S. 61 liefern:

$$\left.\begin{aligned} \frac{\delta P}{P} &= w(1 + c_2) + c_2 \\ c_1 = -\frac{w}{1+w} \quad &\text{oder} \quad w = -\frac{c_1}{1+c_1} \end{aligned}\right| \quad (2b)$$

Die Gl. (2b) berücksichtigen endliche Änderungen der Geschwindigkeit v und der Koeffizienten c_a und c_w. Für genügend kleine Änderungen darf man schreiben:

$$\frac{\delta P}{P} = w + c_2 \qquad c_1 = -w \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2c)$$

Die erste dieser Gleichungen zeigt, wie die Schubänderung von der Geschwindigkeitsänderung und der Änderung des Widerstandskoeffizienten des Flugzeuges abhängt, welch letztere durch die Änderung des Anstellwinkels verursacht wird. Die zweite gibt an, wie der Auftriebskoeffizient mit abnehmender Fahrt im allgemeinen durch Vergrößerung des Anstellwinkels vergrößert werden muß. Zunächst sollen nur kleine Änderungen der Zustandsgrößen berücksichtigt werden und man erhält unter Beachtung der Beziehung (8) $J_{1v} + J_{1\omega} = 2J_1$ und wenn man $\frac{\delta M}{M} = -n$ setzt:

$$-(w-u)\frac{J_{1\omega}}{2} + \delta i\,J_{1i} + \delta r\,J_{1r} = c_2 J_1$$

$$w\frac{J_{2v}}{2} + u\frac{J_{2\omega}}{2} + \delta i\,J_{2i} + \delta r\,J_{2i} = -n\,J_2.$$

Für festen Propeller sind δi und δr gleich Null und mag erhält:

$$\left.\begin{aligned} w &= u - 2c_2\frac{J_1}{J_{1\omega}} & u &= -n + c_2\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2v}}{J_{1\omega}} \\ &= -n - c_2\frac{J_1}{J_{1\omega}}\frac{J_{2\omega}}{J_2} & c_1 &= n + c_2\frac{J_1}{J_{1\omega}}\frac{J_{2\omega}}{J_2}. \end{aligned}\right\} \quad (11)$$

Ein gutes Flugzeug ist gewöhnlich so bemessen, daß es im Steigflug bei voller Motorenkraft bei dem kleinsten Wert

von $\frac{c_w}{c_a}$ und im Horizontalflug mit voller Motorenkraft bei dem Kleinstwert von c_w fliegt. Für kleine n, d. h. für kleine Änderungen des Motordrehmomentes, kann dann $\frac{\delta c_w}{c_w} = c_2 = 0$ gesetzt werden und die Ergebnisse vereinfachen sich zu:

$$w = u = -n = -c_1.$$

Bei geringer verhältnismäßiger Abnahme des Drehmoments nimmt Geschwindigkeitsquadrat und Drehzahlquadrat um denselben Verhältnisbetrag ab, und der Auftriebskoeffizient muß durch Aufrichten des Flugzeugs um denselben prozentischen Betrag erhöht werden. Die am Tachometer ablesbare Drehzahl kann somit als Maß für Motorendrehmoment und Fahrtgeschwindigkeit benutzt werden.

Für größere Änderungen und genauere Rechnungen möge zunächst eine Tabelle der auftretenden Verhältniswerte nach der Zahlenrechnung von S. 64 gegeben werden.

ε	6	8	10	12	14°
$\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}}$	0,764	0,767	0,777	0,783	0,790
$\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2v}}{J_{1\omega}}$	— 0,1368	— 0,203	— 0,2565	— 0,300	— 0,335

Geschwindigkeits- und Drehzahlabfall bei festen Propellern.

Die Frage nach Drehzahländerung und Geschwindigkeitsänderung bei gegebener Momentverminderung bzw. die Frage, ob noch eine Schwebefähigkeit des Flugzeugs übrig bleibt, kann nun mit Hilfe der Lilienthalschen Polaren des betrachteten Flugzeugs folgendermaßen gelöst werden.

Von dem der Polaren des Flugzeugs entsprechenden Punkte des Horizontalfluges mit voller Maschinenleistung, d. h. von dem Punkt mit den Koordinaten c_a und c_w ziehe man für die Variabeln c_1 und c_2 der letzten Gl. (11) die gerade Linie

$$c_1 = n + c_2 \frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

im Maßstab $c_a = 1$ der c_a-Achse und $c_w = 1$ der c_w-Achse.

Wo diese Gerade die Polare schneidet, kann man die c_a und c_w bzw. die $\frac{\delta c_a}{c_a}$ und $\frac{\delta c_w}{c_w}$ des neuen Flugzustandes ablesen.

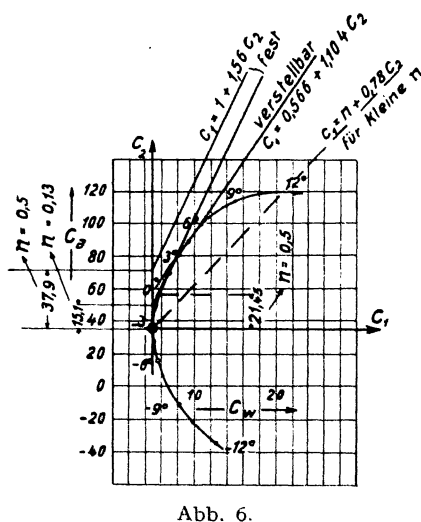


Abb. 6.

Als Beispiel werde angenommen die in den Techn. Ber. d. Flugzeugmeisterei, Bd. III, H. 7, S. 254, von Molthan veröffentlichte Polare des D-Flugzeuges T 29 der Deutschen Flugzeugwerke (s. Abb. 6).

Als Ausgangspunkt des Horizontalflugs mit voller Maschinenkraft werde der Punkt mit kleinstem c_w (senkrechter Tangente) gewählt, für den die Werte

$$c_a = 0{,}379, \quad c_w = 0{,}05675 \quad \frac{c_a}{c_w} = 6{,}675$$

abgelesen werden. Mit einem Mittelwert 0,78 für $\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}}$ wird die Gleichung der »charakteristischen« Geraden:

$$\delta c_a = 0{,}379\, n + 6{,}675 \cdot 0{,}78\, \delta c_w = 0{,}379\, n + 5{,}2\, \delta c_w$$

oder:

$$c_1 = n + c_2\, 0{,}78,$$

d. h. eine Gerade, die in der Höhe 0,379 n über dem Ausgangspunkt auf der δc_a-Achse beginnt, und die Neigung artg 5,2 gegen die δc_w-Achse hat.

Es wäre nun aber falsch, für große verhältnismäßige Änderungen des Motordrehmomentes, d. h. für n von der Größenordnung ½ aus dieser Gleichung bzw. aus dem Schnittpunkt dieser Geraden mit der Polaren Schlüsse über den neuen Flugzustand zu ziehen, da sich dabei so große Werte von c_1, c_2 und w ergeben würden, daß die Voraussetzung der Kleinheit auch nicht näherungsweise gewahrt ist. Vielmehr muß man bei so großen Änderungen statt der Gl. (2c) die Gl. (2b) einsetzen und erhält statt der Geraden der Gl. (11) eine weiter unten berechnete Kurve, deren Schnittpunkt dann den neuen Flugzustand zuverlässig angibt.

Geschwindigkeitsgewinn durch Verstellpropeller. Verstellwinkel.

Hält man nun die Leistung der einzelnen Motoren durch Verwendung von Verstellpropellern unveränderlich, indem man entweder den Steigungswinkel i oder den Außenradius r des Flügelblattes so ändert, daß die Drehzahl ω konstant und damit $\frac{\delta \omega^2}{\omega^2} = u$ Null wird, so geben wiederum für kleine Änderungen und an der Stelle des Minimums von c_w die Gl. (9)

$$-\frac{1}{2} w J_{1\omega} + \delta i\, J_{1i} + \delta r\, J_{1r} = c_2 J_1 = 0$$

$$\frac{1}{2} w J_{2v} + \delta i\, J_{2i} + \delta r\, J_{2r} = -n J_2$$

also: $$w = -\frac{n}{\frac{J_{2v}}{J_2} + \frac{J_{1\omega}}{J_{1i}}\frac{J_{2i}}{J_2}} \quad \text{bzw} = -\frac{n}{\frac{J_{2v}}{J_2} + \frac{J_{1\omega}}{J_{1r}}\frac{J_{2r}}{J_2}}.$$

Für Winkelverstellung $\delta i = w \frac{J_{1\omega}}{2 J_{1i}}$ und $\delta r = 0$, d. h. unveärndertem Durchmesser, ergibt die Zahlenrechnung:

ε	6°	8°	10°	12°	14°
$\frac{c_1}{n} = -\frac{w}{n}$	0,3792	0,3686	0,3612	0,3560	0,3520
$-\frac{1}{2}\frac{w}{n}\frac{J_{1\omega}}{J_{1i}} = -\frac{\delta i}{n}$	0,0757	0,0815	0,0870	0,0920	0,0964.

Vergleicht man diese Ergebnisse der durch Verstellpropeller konstant gehaltenen Drehzahl mit denjenigen bei festen Propellern, so sieht man, daß das Geschwindigkeitsquadrat nur etwa 36%, die Geschwindigkeit also nur etwa 18% der Abnahme des Drehmoments beträgt, während bei festen Propellern die Abnahme 100% bzw. 50% betrug. Die im ersten Fall notwendige Winkelverstellung ergibt sich zu etwa $^4/_{10}{}^0$ für jede 10% Abnahme des Drehmoments.

Der Vorteil des Verstellpropellers für die Aufrechterhaltung der Geschwindigkeit ist also ganz erheblich.

Aufrechterhaltung des Horizontalfluges bei Leistungsabnahme.

In welchem Falle die Geschwindigkeit noch ausreicht, um die Schwebefähigkeit des Flugzeugs bei Verringerung der Motorkraft zu erhalten und wann der Verstellpropeller den wichtigen Nutzen hat, noch ein Horizontalfliegen dann zu ermöglichen, wenn der feste Propeller dies nicht mehr erlaubt, läßt die obige Rechnung infolge ihrer Beschränkung auf kleine Änderungen im allgemeinen nicht erkennen. Um diese Frage zu entscheiden, müssen in dem Ausdruck $\delta P/P$ in Gl. (2b) die Produkte $c_1 w$ und $c_2 w$ berücksichtigt werden, da bei größeren, der 1 sich nähernden Werten der Leistungsabnahme n auch die Änderungen c_1 und c_2 der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten sich der 1 nähern.

Für feste Propeller erhält man dann aus Gl. (9c) und (2b) die Gleichung:

$$w J_{1v} + u J_{1\omega} = 2 J_1 [w(1 + c_2) + c_2]$$

$$w J_{2v} + u J_{2\omega} = -2 n J_2.$$

Daraus ergibt sich die verhältnismäßige Zunahme des Geschwindigkeitsquadrats zu:

$$w = -\frac{n + c_2 \frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}}}{1 + c_2 \frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}}}$$

ferner die Gleichung der Kurve $c_1 = f(c_2)$, deren Schnitt mit der Flugzeugpolaren den neuen Zustand bestimmt, bemerkenswerterweise wieder als Gerade

$$c_1 = \frac{n}{1-n} + \frac{c_2}{1-n}\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2\omega}}{J_{1\omega}} = -\frac{w}{1+w} \quad (11\text{a})$$

schließlich die verhältnismäßige Zunahme des Drehzahlquadrats:

$$u = -w\frac{J_{2v}}{J_{2\omega}} - 2n\frac{J_2}{J_{2\omega}}.$$

Für Verstellpropeller mit festgehaltener Drehzahl, d. h. für $u = 0$ ergeben anderseits die Gl. (9c) und (2b):

$$w J_{1v} + 2\delta i J_{1i} = 2 J_1 [w(1 + c_2) + c_2]$$
$$w J_{2v} + 2\delta i J_{2i} = -2 n J_2$$

Daraus ergibt sich wiederum eine verhältnismäßige Zunahme des Geschwindigkeitsquadrats zu

$$w = -\frac{n + c_2\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2i}}{J_{1i}}}{\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2i}}{J_{1i}}\left(1 - \frac{1}{2}\frac{J_{1v}}{J_1}\right) + \frac{1}{2}\frac{J_{2v}}{J_2} + c_2\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2i}}{J_{1i}}}$$

ferner die Gleichung der schneidenden Kurve:

$$c_1 = \frac{n}{\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2i}}{J_{1i}}\left(1 - \frac{1}{2}\frac{J_{1v}}{J_1}\right) + \frac{1}{2}\frac{J_{2v}}{J_2} - n} +$$
$$+ \frac{c_2}{\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2i}}{J_{1i}}\left(1 - \frac{1}{2}\frac{J_{1v}}{J_1}\right) + \frac{1}{2}\frac{J_{2v}}{J_2} - n}\frac{J_1 J_{2i}}{J_2 J_{1i}} \quad . \quad . \quad (11\text{b})$$

und daraus der zugehörige Verstellwinkel:

$$\delta i = -w\frac{1}{2}\frac{J_{2v}}{J_{2i}} - n\frac{J_2}{J_{2i}}.$$

Die so erhaltenen Formeln für festen und verstellbaren Propeller mögen in der Art miteinander zahlenmäßig verglichen werden, daß für einen mittleren Fortschrittswinkel ε des Propellerblatts, etwa 10°, und eine Abnahme des Motordrehmomentes auf die Hälfte, $n = 1/2$, d. h. bei Ausfallen der Hälfte der Motoren die Flugzustände bestimmt werden.

Für festen Propeller wird die Gl. (11a) der schneidenden Geraden:

$$c_1 = 1 + c_2 \cdot 1{,}56$$

oder

$$\delta c_a = c_a + \delta c_w \frac{c_a}{c_w} 1{,}56$$

und mit den früher benutzten Werten von *T* 29 der Deutschen Flugzeugwerke

$$\delta c_a = 0{,}379 + \delta c_w\, 10{,}42$$

Diese Gerade schneidet die Polare bei weitem nicht mehr (siehe Abb. 6), so daß also das Flugzeug mit halber Maschinenkraft nicht mehr horizontal fliegen kann. Für abnehmende n, d. h. für kleinere Verringerungen der Maschinenkraft, werden die Schnittgeraden immer flacher und ihre Ausgangspunkte rücken näher an den Punkt voller Maschinenkraft heran. Bei $n = 1/4$ z. B. erhält man schon zwei Schnittpunkte entsprechend zwei möglichen Schwebezuständen und die Polare wird bei n etwas über $1/4$ gerade tangiert werden.

Die Schnittgerade für Verstellpropeller und konstante Drehzahl ergibt sich folgendermaßen. Aus der Zahlentabelle auf S. 64 liest man ab:

$$\frac{1}{2}\frac{J_{1v}}{J_1} = -\frac{115{,}157}{124{,}198} = -0{,}927\,\frac{1}{2}$$

$$\frac{J_{2v}}{J_2} = -\frac{81{,}036}{163{,}948} = -0{,}494$$

$$\frac{J_1}{J_2}\frac{J_{2i}}{J_{1i}} = 0{,}758 \cdot 1{,}284 = 0{,}975.$$

Damit wird die Gleichung (11b) der schneidenden Geraden:

$$c_1 = \frac{n}{0{,}975 \cdot 1{,}927 - 0{,}494 - n} + \frac{c_2 \cdot 0{,}975}{0{,}975 \cdot 1{,}927 - 0{,}494 - n}$$
$$= \frac{n}{1{,}383 - n} + \frac{c_2 \cdot 0{,}975}{1{,}383 - n}$$

und für $n = 1/2$

$$c_1 = 0{,}566 + 1{,}104\, c_2$$

oder

$$\delta c_a = 0{,}379 \cdot 0{,}566 + 1{,}104 \cdot 6{,}675\, \delta c_w$$
$$= 0{,}2145 + 7{,}37\, \delta c_w.$$

Diese Gerade tangiert die Flugzeugpolare gerade zufällig, so daß mit halber Maschinenkraft und Verstellpropeller der Horizontalflug möglich ist.

Am Berührungspunkt lesen wir ab:

$$\delta c_a = 0{,}511, \text{ also } c_1 = \frac{0{,}511}{0{,}379} = 1{,}35$$

und aus (2b)

$$w = -\frac{c_1}{c_1 + 1} = -\frac{1{,}35}{2{,}35} = -0{,}574 = \frac{\delta(v^2)}{v^2} = 2\frac{\delta v}{v}$$

$$\frac{\delta v}{v} = -0{,}287.$$

Für diesen tangierenden Zustand halber Maschinenkraft mit Verstellpropeller vermindert sich also die Geschwindigkeit um 29% ihres Vollwertes.

Setzen wir für festen Propeller etwas geringeren Kraftverlust voraus, etwa $n = 0{,}3$, um in die Nähe des Schwebezustandes zu kommen, so erhalten wir nach (11a):

$$c_1 = \frac{0{,}35}{0{,}65} + c_2\frac{0{,}78}{0{,}65} =$$

$$\delta c_a = 0{,}538 \cdot 0{,}379 + \delta c_w \frac{0{,}78}{0{,}65} \cdot 6{,}675$$
$$= 0{,}204 + \delta c_w \cdot 8.$$

Diese Gerade tangiert eben zur Not noch die Polare auf Abb. 6.

Das Flugzeug wird also bei festem Propeller noch mit $1/3$ Verlust an Motorkraft zum Schweben gebracht werden, während der Verstellpropeller ein Fliegen mit halber Motorkraft noch erlaubt.

Zusammenfassung und Ausblick.

1. Die Konstruktion von Verstellpropellern der bisherigen Flugmotorenleistungen ist heute schon so weit im Betriebe durchgearbeitet, daß bei Ausnutzung dieser Erfahrungen mit genügender Dauerhaftigkeit, Betriebssicherheit; leichtem Gewicht und leichter Bedienung gerechnet werden kann.

2. Daß Verstellpropeller beim Anfliegen kürzeren Anlauf bringen, Umsteuerpropeller beim Landen der Flugzeuge und beim Manövrieren der Lnftschiffe Vorteile bieten, wird vorangeschickt, ohne jedoch diese Vorteile durch Zahlenrechnungen zu fassen.

3. Als Grundlage der Rechnungen wird eine Propellertheorie der kleinen Zustandsänderungen entwickelt und im Vergleich mit Versuchskurven bestätigt.

4. Für Luftschiffe mit Normalmotoren bringen Verstellpropeller keine erheblichen Geschwindigkeitssteigerungen, sind aber immerhin bei starker dynamischer Höhensteuerung nützlich, wenn sowieso umsteuerbare Propeller zum Manövrieren verwendet werden.

5. Für Luftschiffe mit Höhenmotoren erzielen Verstellpropeller ganz erhebliche Geschwindigkeitssteigerungen und Schonung der Motoren.

6. Für Flugzeuge mit Höhenmotoren ergibt sich mit Verstellpropellern eine große Steigerung der Gipfelhöhe und der Steigzeit. Bei den zu erwartenden schnellen Reisen in großen Höhen ist die Steigzeit bis zur Reisehöhe von Wichtigkeit.

7. Für Flugzeuge mit Normalmotoren ist die Betriebsverschiedenheit zwischen Schnellfahrt und Steigen so groß

und jeder feste Propeller ein solcher Kompromiß, daß die Verwendung eines gut angepaßten Verstellpropellers sehr merkliche Leistungsverbesserungen mit sich bringt.

8. Nimmt die Größe des Antriebsmomentes ab, z. B. dadurch, daß mehrere Motoren auf einen Propeller arbeiten und einige Motoren ausfallen, so ist bei verstellbaren Luftschrauben die Geschwindigkeitsabnahme wesentlich geringer als bei festen Schrauben.

9. Bei großen Abnahmen der Motorkraft, z. B. bei halber Leistung zeigt eine auf Versuche gestützte Rechnung, daß bei fester Luftschraube das Flugzeug im allgemeinen keine Schwebefähigkeit mehr besitzt, während es bei Verstellpropeller noch im Horizontalflug verharren kann.

10. Es werden nicht nur Propeller mit Winkelverstellung, sondern auch solche mit Durchmesserverstellung in bezug auf Wirkung und Verstellweg durchgerechnet. Wesentliche Unterschiede in der Wirkung zwischen beiden Verstellarten ergeben sich nicht, jedoch ist die Durchmesserverstellung konstruktiv gegenüber den großen Fliehkräften viel schwieriger durchzuführen.

11. Die bisherigen konstruktiv und betriebstechnisch zu einem Abschluß gelangten Versuchsflüge waren einer Zusammenarbeit der Flugzeugmeisterei, der Zeppelinwerke Staaken und der Helix Propellerges. zu verdanken, die theoretischen Untersuchungen sind durch die ehemalige K. W. Gesellschaft für Technische Wissenschaften gefördert worden.

Die Weiterführung planmäßiger Vergleichsflüge mit Verstellpropellern, und eine allgemeinere Anwendung der Verstellpropeller, insbes. bei Flugzeug-Neubauten wird im Hinblick auf die Sicherheit, die Wirtschaftlichkeit und die Leistungsfähigkeit der zukünftigen Luftfahrt dringend befürwortet.

VI. Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion.

Vorgetragen von **L. Hopf.**

1. Die Ursache sehr vieler Unglücksfälle beim Fliegen ist das sogenannte »Überziehen«. Man versteht darunter die Erscheinung, daß bei steilem Anstieg, bei scharfen Kurven, kurz bei allen Flugzuständen mit kleiner Bahngeschwindigkeit leicht ein Zustand eintritt, bei welchem der Führer die Herrschaft über sein Flugzeug verliert; in leichteren Fällen bedarf es einer längeren Zeit und eines größeren Luftraums als bei gewöhnlichen Flügen, um durch bestimmte Manöver das Flugzeug wieder in die Gewalt zu bekommen, in schwereren Fällen bleibt das Steuer wirkungslos, und der Absturz erfolgt; meist tritt dabei noch ein ungewollter Kurvenflug ein, welcher an den Fall welker Blätter gemahnt, und den man »Trudeln« zu nennen pflegt. Man weiß, daß die kleine Bahngeschwindigkeit die wesentliche Ursache dieser gefährlichen Zustände ist und daß diese vermieden werden, wenn man mit der Geschwindigkeit nicht unter eine gewisse, durch Erfahrung festgelegte, natürlich von Flugzeug zu Flugzeug verschiedene Grenze heruntergeht. Daher die oft gegebene Vorschrift, bei jedem Flug ein Instrument zur Geschwindigkeits- oder Staudruckmessung mitzuführen und sich nicht, wie es früher üblich war, zur Kontrolle des Flugs auf den Tourenzähler allein zu verlassen. Der Zustand des Motors allein verbürgt eben noch nicht die Sicherheit des Flugs.

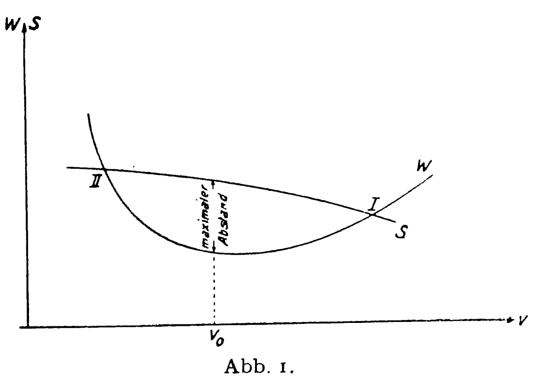


Abb. 1.

2. Man hat früh erkannt, daß die Vorgänge beim Überziehen nicht mit dem Ausgleich der Drehmomente am Flugzeug, also nicht mit dem, was man statische Stabilität und Instabilität nennt, zusammenhängen, sondern mit den eigentümlichen Verhältnissen der Auftriebskraft bei wachsendem Anstellwinkel. Der Auftrieb wächst mit wachsendem Anstellwinkel nicht beliebig weiter — wie es der Widerstand tut —, sondern nimmt nach Überschreiten eines Maximums wieder ständig ab. Dieses Maximum liegt bei Anstellwinkeln von etwa 15 bis 20°, also nicht allzu weit von den Anstellwinkeln entfernt, die man beim gewöhnlichen Flug benützt. Man findet nun zur Erklärung des überzogenen Fluges folgende Schlußweise: wächst der Anstellwinkel eines Flugzeugs, so wächst auch der Widerstand; solange der Auftrieb gleichfalls mit wachsendem Anstellwinkel wächst, kann er immer noch zum Tragen des Gewichts ausreichen, wächst aber der Auftrieb nicht entsprechend, so wird das Gewicht größer als der Auftrieb; das Flugzeug wird fallen oder — wie man das Phänomen zu beschreiben pflegt — durchsacken. Diese Schlußweise kann man exakt mit Hilfe der Penaudschen Zugkraftdiagramme fassen[1]: Man trägt sich zur Darstellung des Kräftegleichgewichts am Flugzeug in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit die Widerstandskraft W auf, welche von der Schraube überwunden werden muß, wenn dabei das Gewicht des Flugzeugs vom Auftrieb im Gleichgewicht gehalten wird, also der Anstellwinkel sich richtig einstellt. Dazu trägt man den gleichfalls von der Geschwindigkeit abhängigen Schraubenzug S ein (Abb. 1). Die beiden Schnittpunkte stellen mögliche Gleichgewichte im Horizontalflug dar, die Entfernung der beiden Kurven ist ein Maß der Steigfähigkeit. Diese Darstellung ist so bekannt, daß ein weiteres Eingehen darauf überflüssig ist. Nun wird geschlossen: Wenn man sich aus dem Gleichgewichtszustand I entlang der W-Kurve zu höheren Geschwindigkeiten entfernt, so wird der erforderliche Widerstand größer als der vorhandene Schraubenzug, die Geschwindigkeit muß also sinken, bis der Punkt I wieder erreicht ist; analog muß sie steigen, wenn wir uns bei einer kleineren Geschwindigkeit, als sie dem Punkt I entspricht, befinden. So erweist sich der Gleichgewichtszustand I als stabil, und ebenso läßt sich zeigen, daß der bei einer kleineren Geschwindigkeit liegende Gleichgewichtszustand II instabil ist. Dieser Gedankengang nun wird zu unrecht mit der Erscheinung des überzogenen Fluges in Beziehung gebracht. Er wäre richtig, wenn bei einer solchen Flugzeugbewegung die Flugbahn stets gleiche Neigung zur Erde haben würde, speziell, wenn sie stets horizontal bliebe. Dies ist aber keinesfalls vorauszusetzen und auch durchaus nicht richtig. Einwandfrei sind die Schlüsse, welche aus Abb. 1 für die Gleichgewichtszustände gezogen werden, also z. B. die Bestimmung des steilsten Anstiegs aus der Stelle, bei welcher der Ordinatenabstand der beiden Kurven am größten ist. Es ist daher richtig, daß man bei den großen Anstellwinkeln, welche zu kleineren Geschwindigkeiten als v gehören, nicht mehr so steil steigt als bei dem zu v gehörigen Anstellwinkel, daß also das Flugzeug, welches durch starkes Ziehen zu einem Gleichgewichtszustand mit solchem Anstellwinkel gezwungen wird, weniger steil ansteigt. Es macht sich da die sogenannte Umkehr der Steuerwirkungen bemerkbar; aber gefährlich sind derartige Flüge durchaus nicht; man soll sie nicht als überzogen bezeichnen. In größerer Höhe wird der Führer überhaupt nicht fühlen, daß er mit einer langsameren Geschwindigkeit, also größerem Anstellwinkel, als sie dem steilsten Anstieg entsprechen, fliegt. Von einer Steuerlosigkeit ist noch keine Rede. Also: Überzogener Flug und Flug mit umgekehrter Steuerwirkung sind scharf auseinander zu halten. Daß auch die Umkehr der Steuerwirkung, soweit sie sich nicht auf Dauerwirkung, sondern auf augenblickliche Einwirkung des Steuers bezieht, durch obige Darstellung nicht gefaßt wird, soll unten noch besprochen werden.

3. Um zur Klarstellung der Verhältnisse beim überzogenen Flug zu gelangen, dürfen wir also nicht nur die Gleichgewichtszustände und derartige »statische« Stabilitätsbetrachtungen zu Rate ziehen, sondern müssen den beschleunigten Flug, die Störung des Gleichgewichts, ins Auge fassen. Da bietet sich zunächst der Weg der gewöhnlichen dynamischen Stabilitätsbetrachtungen, die Methode der kleinen Schwingungen. Auch diese kann ich als bekannt voraussetzen, zumal sie bei der vorletzten Tagung der W. G. L. von v. Kármán und Trefftz ausführlich erörtert worden ist. Nur das Ergebnis dieser Betrachtungen für den überzogenen Flug soll uns hier beschäftigen: Für die Stabilität der Längsbewegungen (d. i. der Be-

[1] Painlevé, la technique aéronautique I, S. 8.

wegung ohne Kurven) sind zwei Größen von ausschlaggebender Wichtigkeit, die beide beim Ausgleich der Drehmomente eine fundamentale Rolle spielen: die sogenannte statische Stabilität, welche von der Lage des Schwerpunkts und vom statischen Moment des Leitwerks um die Schwerpunktsachse abhängt, und die Dämpfung, welche einer Drehung des Flugzeugs in der Luft entgegenwirkt und welche lediglich vom Trägheitsmoment des Leitwerks um die Schwerpunktsachse abhängt. Quittner und v. Kármán und Trefftz haben gezeigt, daß bei fehlender statischer Stabilität ein Flugzeug auch dynamisch nicht stabil sein kann, daß aber auch ein vorhandenes statisch stabiles Flugzeug dynamisch instabil sein kann, wenn die Dämpfung nicht groß genug ist. Die genannten Autoren haben numerisch nur die Verhältnisse bei einem gebräuchlichen Anstellwinkel, der etwa zum steilsten Flug gehören mag, berechnet und das Ergebnis auf einer Ebene dargestellt, in welcher die statische Stabilität Ordinate, die Dämpfung Abszisse ist.

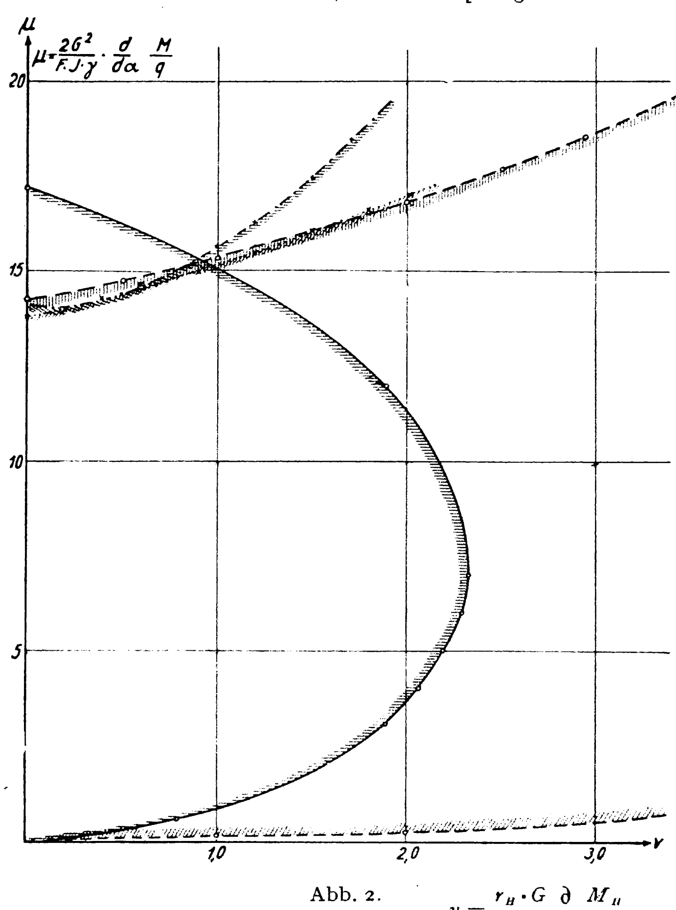


Abb. 2. $\nu = \frac{r_H \cdot G}{J F} \frac{\partial}{\partial \alpha} \frac{M_H}{q}$

——— $\alpha = 12^0$
— — — $\alpha = 13{,}7^0$ Die Kurve zerfällt in zwei Äste.
.... $\alpha = 13{,}9^0$ Der untere Kurvenast fällt mit der Abszisse zusammen. Das Stabilitätsgebiet bei kleinem μ verschwindet.
•—•—• $\alpha = 15^0$

Das Instabilitätsgebiet befindet sich auf der schraffierten Seite der Kurve.

In Abb. 2 bedeuten: G das Gewicht, J das Trägheitsmoment, F die Flügelfläche des Flugzeugs, M das Drehmoment der Luftkräfte auf das ganze Flugzeug, M_H das Drehmoment auf das Leitwerk allein, γ das spezifische Gewicht der Luft, α den Anstellwinkel, q den Staudruck, r_H den Abstand des Leitwerks vom Flugzeugschwerpunkt. Kurve I grenzt das stabile vom instabilen Gebiet ab. Flugzeuge, deren statische Stabilität und Dämpfung in das von der Kurve I mit der Ordinate eingeschlossene Gebiet fallen, sind instabil, trotz positiver statischer Stabilität, die anderen Werte des gezeichneten Quadranten geben stabile Flugzeuge; negative Dämpfung hat keinen Sinn; negative statische Stabilität führt stets auf Instabilität. Es ist nun für unser Problem interessant, wie sich die Kurve I verändert, wenn wir andere Anstellwinkel, speziell solche in der Nähe des Auftriebsmaximums der Rechnung zugrunde legen. Mit wachsendem Anstellwinkel baucht sich die Kurve I aus; bei einem noch unter dem Auftriebsmaximum liegenden Wert, dessen genauerer Ausdruck hier zu weit führen würde, enthält sie einen unendlich fernen Punkt, d. h. es gibt einen Wert positiver statischer Stabilität, bei dem keine Dämpfung zur dynamischen Stabilisierung genügt; bei einem noch etwas höheren Wert fällt der untere Ast dieser Kurve ganz mit der Abszisse zusammen, so daß bei kleiner oder nur mäßiger statischer Stabilität überhaupt keine dynamische Stabilität mehr möglich ist und nur bei großer statischer Stabilität sich noch ein Gebiet dynamischer Stabilität findet. Dabei ist interessant, daß die statische Stabilität um so größer sein muß, je größer die Dämpfung ist[1]). Soweit ich die numerischen Werte überblicken kann, scheint übrigens in diesem Bereich für ein normales Flugzeug Stabilität herauszukommen. Bei diesen Berechnungen bleibt manches physikalisch Unbefriedigende. Die Feststellung der Stabilität oder Instabilität gibt noch keine Aufklärung über die wirklichen Vorgänge. Selbst wenn man numerisch bei großem Anstellwinkel Instabilität feststellen könnte, würde das die Gefahren des Überziehens nicht klar machen. Wenn ein Gleichgewichtszustand instabil ist, so wird er in Wirklichkeit nicht erreicht werden. Es wird nur gelingen, mit Hilfe von Steuerausschlägen in seiner Nähe eine Art Balance zu erhalten. Gegen jeden Steuerausschlag wird der Zustand des Flugzeugs in dieser Lage besonders empfindlich sein, nicht unempfindlich, wie es die Erfahrung beim überzogenen Zustand lehrt. Unter Umständen kann man mit einem instabilen Flugzeug recht gut und sicher fliegen; solche Instabilität ist sicher von ganz anderer Art als der gefährliche Zustand, welcher beim Überziehen eintritt. Um über diesen Unterschied zur Klarheit zu gelangen, muß man ein Flugzeug auf einer gestörten Bahn, in seiner beschleunigten Bewegung wirklich verfolgen; man darf sich auch nicht auf unendlich kleine Schwingungen, also auf die nächste Nähe von Gleichgewichtszuständen, beschränken, sondern muß den Verlauf der ganz allgemeinen Längsbewegung eines Flugzeugs diskutieren.

4. Diese Diskussion erfordert die Integration der drei Bewegungsgleichungen des Fluges ohne Seitenbewegung; das Problem ist allgemein mathematisch sehr schwierig, besonders da die Luftkräfte nur in empirischer, nicht analytischer Abhängigkeit vom Anstellwinkel gegeben sind. Die Integration gelingt aber in einer für alle praktischen Bedürfnisse befriedigenden und übersichtlichen Weise durch die Erkenntnis, daß die großen Kräfte senkrecht zur Bahn sich erheblich schneller ins Gleichgewicht setzen als die relativ kleinen in der Bahnrichtung wirkenden Kräfte. Professor Fuchs und ich haben dies im letzten Heft der T. B.[2]) ausführlich auseinandergesetzt und eine Rechenmethode angegeben, die allerdings vielleicht auf den unbefangenen Leser noch einen komplizierten Eindruck machen mag. Wir wollen hier nicht rechnen, sondern nur die physikalischen Zusammenhänge klarlegen; die Differentialgleichungen wollen wir uns aber doch dazu vor Augen halten.

Das Gleichgewicht der Kräfte in der Bahnrichtung erfordert:

Masse × Beschleunigung = Schraubenzug — Gewichtskomponente — Widerstand;

mit den geläufigen Beziehungen:

$$\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = S - G \sin \varphi - c_w \frac{\gamma}{2g} v^2 F \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Das Gleichgewicht der bahnsenkrechten Kräfte verlangt: Zentrifugalkraft = Auftrieb — Gewichtskomponente

$$\frac{G}{g} v \frac{d\varphi}{dt} = c_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F - G \cos \varphi \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Es muß hier ausdrücklich hervorgehoben werden, daß φ den Winkel der Flugbahn gegen die Horizontale bedeutet; die Änderung des Winkels φ, also die Krümmung der Flugbahn, ist die Folge der Gleichgewichtsstörung der bahnsenkrechten Kräfte. Der Winkel ϑ (Abb. 3), welchen die Flugzeugachse mit der Horizontalen einschließt, setzt sich aus dem Anstiegwinkel φ und dem Anstellwinkel α additiv zusammen.

$$\vartheta = \varphi + \alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

[1]) Ich verdanke die Rechnungen der Abb. 2 Herrn Dr. Hamburger.

[2]) R. Fuchs und L. Hopf, Die allgemeine Längsbewegung des Flugzeugs, erster Teil. T. B. III. S. 317.

Dieser Winkel ϑ gibt die Lage des Flugzeugs im Raum an; er spielt beim Kräftegleichgewicht, für welches das Flugzeug ja nur ein materieller Punkt ist, keine Rolle; dafür ist er die entscheidende Größe beim Ausgleich der Drehmomente, welche ihrerseits von der Richtung der Schwere, also vom Winkel φ, ganz unabhängig sind.

Das Gleichgewicht der Momente erfordert:

Trägheitsmoment × Drehbeschleunigung = — kopflastig wirkendes Moment infolge Ruderlage s und Anstellwinkel α — Dämpfung

$$J \cdot \frac{d^2 \vartheta}{d t^2} = - m (s, \alpha) v^2 - n \frac{d \vartheta}{d t} v \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Die Flugbahn krümmt sich unter dem Einfluß der bahnsenkrechten Kräfte, das Flugzeug wird unter dem Einfluß der Momente gedreht, und die bei

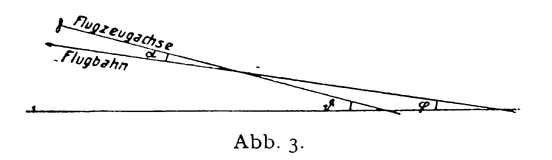


Abb. 3.

diesen beiden Bewegungen auftretenden Rückwirkungen der Luft auf das Flugzeug hängen im wesentlichen vom Anstellwinkel, d. i. von der Lage des Flugzeugs gegen die Flugbahn, ab. Nur durch Vermittlung des Anstellwinkels wirkt die Kraft auf die Lage des Flugzeugs im Raum und das Moment auf die Flugbahn. Diese Zusammenhänge geben der gestörten und gesteuerten Bewegung des Flugzeugs ihren besonderen Charakter. Die Geschwindigkeit ändert sich nur unter dem Einfluß der relativ

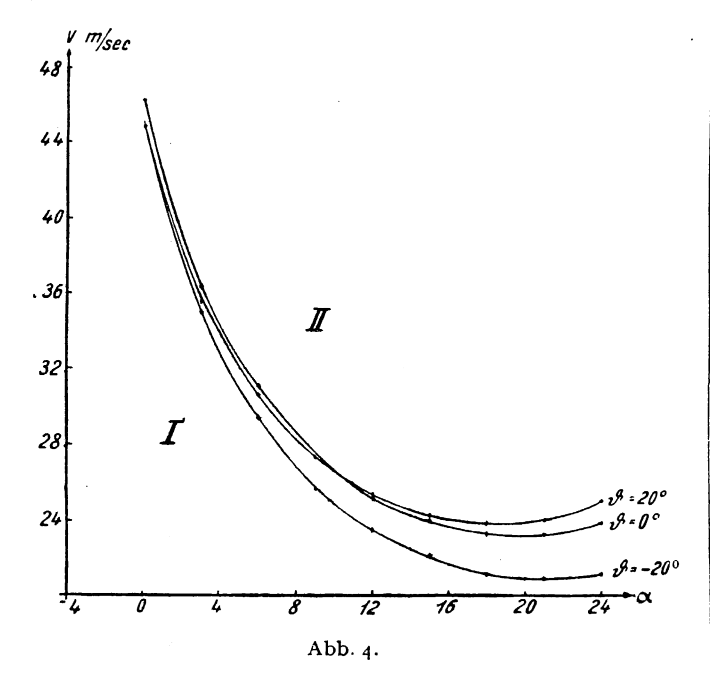


Abb. 4.

kleinen in Gl. (1) vorkommenden Kräfte, diese Änderung ist — wenn man vom direkten Eingriff in dies Gleichgewicht durch An- oder Abstellen des Motors absieht — eine weit geringere und langsamere als die Änderung der drei Winkel φ, ϑ und α. Erst wenn der Ausgleich der bahnsenkrechten Kräfte vollzogen ist, wenn also die Bahnkrümmung gering geworden ist, kann die Bahnbeschleunigung oder -verzögerung eine entscheidende Rolle spielen. Dies hat Professor Fuchs in der oben erwähnten T. B.-Arbeit ausführlich an Beispielen dargelegt.

5. Stellt man sich die Bewegung des Flugzeugs in einem Raum der Koordinaten v, α, ϑ dar, so werden die Flugzustände, bei welchen die bahnsenkrechten Kräfte im Gleichgewicht sind, durch eine Fläche dargestellt. Die Durchschnitte dieser Fläche mit verschiedenen Ebenen ϑ = const. sind in Abb. 4 eingezeichnet; man sieht, wie gering die Abhängigkeit dieser Kurve von ϑ im Bereich aller Anstiege und flachen Gleitflüge ist ($20^0 > \vartheta > -20^0$). Deshalb ist die ebene Darstellung der Bewegung in einem (v, α) Koordinatensystem am praktischsten. Jeder Punkt des (v, ϑ, α)-Raumes kann durch eine irgendwie geartete Störung den Anfangszustand einer beschleunigten Bewegung darstellen. Diese Bewegung wird nun immer so verlaufen, daß die Geschwindigkeit am Anfang fast unverändert bleibt, und der das Flugzeug darstellende Punkt sich in einer Ebene senkrecht zur v-Achse auf die Fläche des Gleichgewichts der bahnsenkrechten Kräfte zu bewegt. An dieser Fläche nun wird nach Gl. (1) $\frac{d \varphi}{d t} = 0$, also die Bahn nicht gekrümmt; im Raumteil I wird $\frac{d \varphi}{d t} < 0$, also die Bahn nach unten gekrümmt, im Raumteil II $\frac{d \varphi}{d t} > 0$, also die Bahn nach oben gekrümmt. Sinkt nun einmal die Geschwindigkeit unter den Wert, welcher bei dem betreffenden Anstellwinkel zum Gleichgewicht erforderlich ist, so krümmt sich die Bahn nach unten, der Anstieg wird flacher, und das Flugzeug zeigt die Tendenz, zu sinken; bei Überschreiten der Fläche, wo $\frac{d \varphi}{d t} = 0$ wird, hört aber diese Tendenz auf, die Flugbahn krümmt sich nach oben, und zwar um so stärker, je mehr der Anstellwinkel wachsen kann.

Wenn nun aber durch eine Störung die Geschwindigkeit so klein geworden ist, daß der Punkt bei dieser Bewegung im (v, ϑ, α)-Raum die Fläche des Gleichgewichts bahnsenkrechter Kräfte überhaupt nicht trifft, dann behält die ganze Bewegung des Flugzeugs die Richtung ihres anfänglichen Verlaufs bei; die Flugbahn krümmt sich immer weiter nach unten, das Flugzeug sackt immer mehr durch. Dies ist nun der Fall des überzogenen Flugs; wesentlich für seinen Eintritt ist das Herabsinken der Geschwindigkeit unter den kleinsten Wert, bei welchem noch ein Gleichgewicht der bahnsenkrechten Kräfte möglich ist. Bei welchem Anstellwinkel dies auftritt, ist ganz gleichgültig.

6. Damit haben wir in Übereinstimmung mit der Erfahrung die wesentlichsten Umstände, welche zum überzogenen Flug führen, hervorgehoben; aber unser bisheriges Ergebnis bezieht sich nur auf die Flugbahn, noch nicht auf die Lage des

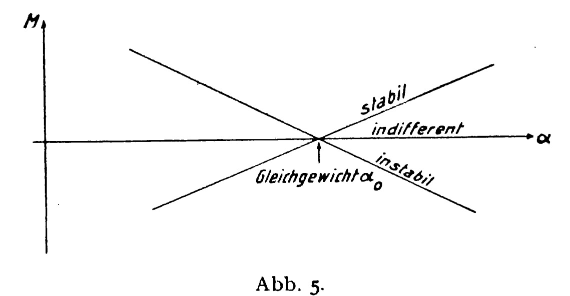


Abb. 5.

Flugzeugs, also auf die Größe ϑ, von welcher der Anstellwinkel und somit die Luftkräfte wesentlich abhängen. Zu diesem Zwecke müssen wir genauer auf die Momentengleichung eingehen. Das Momentengleichgewicht, welches nach Gl. (4) durch

$$m (s, \alpha) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

gegeben ist, bestimmt den Anstellwinkel als erzwungen durch den Ruderausschlag s. Wird nun das Gleichgewicht so gestört, daß der Anstellwinkel von seinem Gleichgewichtswert abweicht, so entsteht ein Moment, welches bei statischer Stabilität mit wachsendem Anstellwinkel das Flugzeug vorne stärker nach unten drückt, bei statischer Instabilität umgekehrt. Diese bekannten Verhältnisse brauchen hier nicht weiter erläutert zu werden, Abb. 5 macht sie deutlich; kopflastig wirkende Momente werden dabei als positiv gerechnet.

Um den einfachsten Fall des überzogenen Zustands zu betrachten, nehmen wir an, daß die Flugzeuggeschwindigkeit durch eine Störung, etwa eine Bö, auf den nötigen kleinen Wert gesunken sei, der Anstellwinkel aber seinen Gleichgewichtswert behalten habe. Dann entsteht im ersten Augenblick kein Moment, die Lage des Flugzeugs im Raum ändert sich also nicht, aber die Flugbahn krümmt sich nach unten; der Anstellwinkel

wächst also. Durch dieses Wachsen wird nun sekundär ein Moment erzeugt, welches das stabile Flugzeug nach unten, also der Flugbahn nach, dreht, das instabile Flugzeug nach oben, also von der Flugbahn weg, dreht. Beim stabilen Flugzeug wächst also der Anstellwinkel weniger schnell als beim instabilen. Das indifferente Flugzeug wird bei einer solchen Störung überhaupt nicht gedreht; die Krümmung der Flugbahn nach unten hat ein ständiges Wachsen des Anstellwinkels zur Folge. Der Verlauf einer solchen Bewegung ist in der erwähnten T. B.-Arbeit dargestellt. Bei indifferenten und instabilen Flugzeugen muß man ein so starkes Anwachsen des Anstellwinkels erwarten, daß man sich ganz aus dem Bereich vernünftiger Flugzustände entfernt; bei den großen Anstellwinkeln treten ganz unerforschte Bewegungszustände ein. Ist das Flugzeug aber statisch stabil, so wird die Flugzeugachse der Flugbahn um so stärker nachgedreht, je mehr der Anstellwinkel wächst; diesem Wachstum wird also rasch eine Grenze gesetzt. Zum Glück sind in dem Bereich der Anstellwinkel, welche zum Auftriebsmaximum gehören, alle Flugzeuge stark stabil; denn das Drehmoment der Luftkräfte auf die Flügel ändert sich nur schwach. Der Druckpunkt bleibt an derselben Stelle, wenn der Anstellwinkel wächst, und die Größe des Auftriebskoeffizienten ändert sich auch wenig. Die stabilisierende

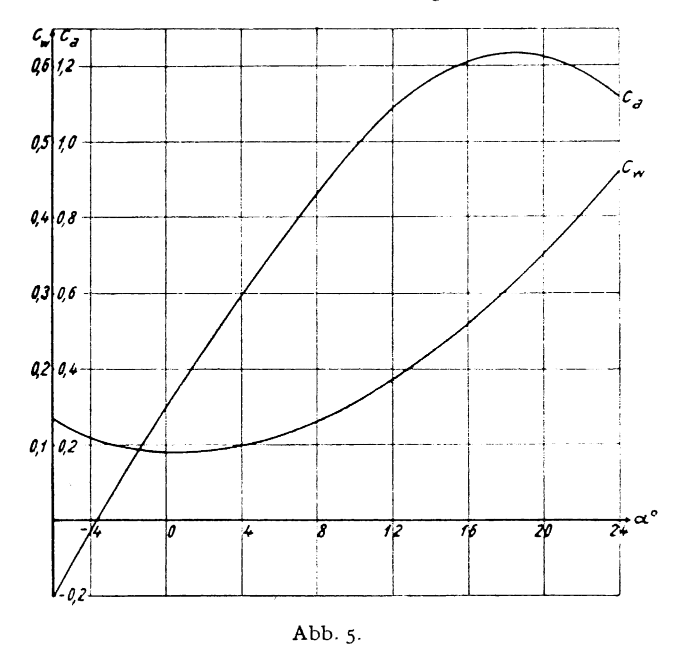


Abb. 5.

Wirkung des Leitwerks, die bei normalen Flugzuständen durch den instabilisierenden Verlauf der Flügelmomente ganz oder teilweise aufgehoben wird, kommt beim überzogenen Flug voll zur Geltung.

7. Wir brauchen daher die Gefahr, daß der Anstellwinkel von selbst über alle vernünftigen Grenzen wächst, nicht hoch einzuschätzen; vielleicht hätte sich die heutige Sicherheit des Flugs im allgemeinen nicht erreichen lassen, wenn die Flügelmomente nicht die besprochene Eigenschaft hätten. Die wirkliche Gefahr des überzogenen Fluges liegt nur in dem Verlauf der Flugbahn selbst.

Bei der quantitativen Durchrechnung mit Rücksicht auf den Momentenverlauf finden wir hier durchaus das oben qualitativ festgelegte Verhalten wieder; die Flugbahn senkt sich und krümmt sich immer weiter nach unten, ohne daß man durch Ziehen etwas dagegen ausrichten kann. Dies zeigt der folgende Vergleich eines Flugzeuges in zwei verschiedenen Flugzuständen:

Das Gewicht G des Flugzeugs sei 1530 kg, seine Flügelfläche $F = 41{,}3\ \mathrm{m}^2$; es befinde sich in einer Höhe von der Luftdichte $0{,}106 \left(\frac{\mathrm{kg\,s}^2}{m^4}\right)$. Der Schraubenschub S sei in dem Bereich der für unser Beispiel in Betracht kommenden Fluggeschwindigkeiten 22 bis 26 m/s angenähert dargestellt durch die Beziehung

$$S = 400 - 0{,}110\, v^2 \quad \ldots\ldots \quad (6)$$

was für 170 PS etwa einem Wirkungsgrad von 60% entspricht.

Die Koeffizienten des Auftriebs und Widerstands in Abhängigkeit vom Anstellwinkel enthält Abb. 6. Aus diesen Angaben folgt die in Abb. 7 verzeichnete, für die Krümmung der Flugbahn maßgebende Größe $\frac{d\varphi}{dt}$ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel und von der Geschwindigkeit. Der Trägheitsradius des Flugzeugs sei 1,4 m, so daß das Trägheitsmoment $J = 310$

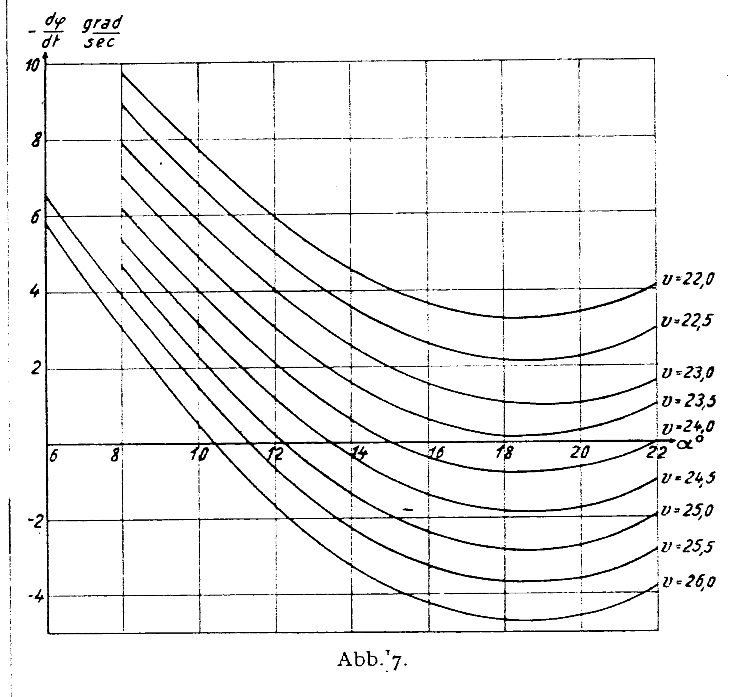


Abb. 7.

(kg m s²), die Entfernung r_H des Leitwerkschwerpunktes vom Schwerpunkt des Flugzeugs betrage 5,7 m. In Abb. 8 ist das Moment M_H der Leitwerkkräfte und das Moment der gesamten Luftkräfte auf das Flugzeug bezogen auf die Einheit des Staudrucks q aufgetragen, letzteres für die Fälle, daß im Bereich normaler Anstellwinkel statische Stabilität, Indifferenz

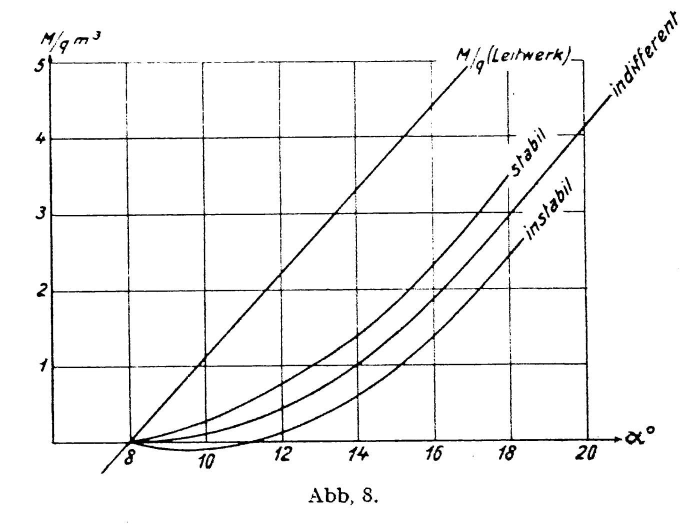


Abb. 8.

und Instabilität vorhanden ist. Dabei ist eine solche Ruderlage angenommen, daß für $\alpha = 8^0$ Gleichgewicht herrscht. In unserem Beispiel ist für diese Lage und für den Gleichgewichtszustand $\alpha = 12^0$ die Rechnung durchgeführt; im letzteren Falle muß die Kurve soviel nach unten geschoben werden, daß sie bei $\alpha = 12^0$ die Abszisse schneidet. Die Wirkung eines Steuerausschlages kommt zur Darstellung, wenn man die Kurve der Momente einfach verschiebt, nach oben beim Drücken, nach unten beim Ziehen. Im folgenden Beispiel ist eine Verschiebung $\Delta\ \frac{M}{q} = \pm 1{,}5\ \mathrm{m}^3$ beim Drücken bzw. Ziehen angenommen worden. Die in Gl. (4) vorkommenden Größen werden in folgender Weise ausgedrückt:

$$m = \frac{\gamma}{2g}\,\frac{M}{q} \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

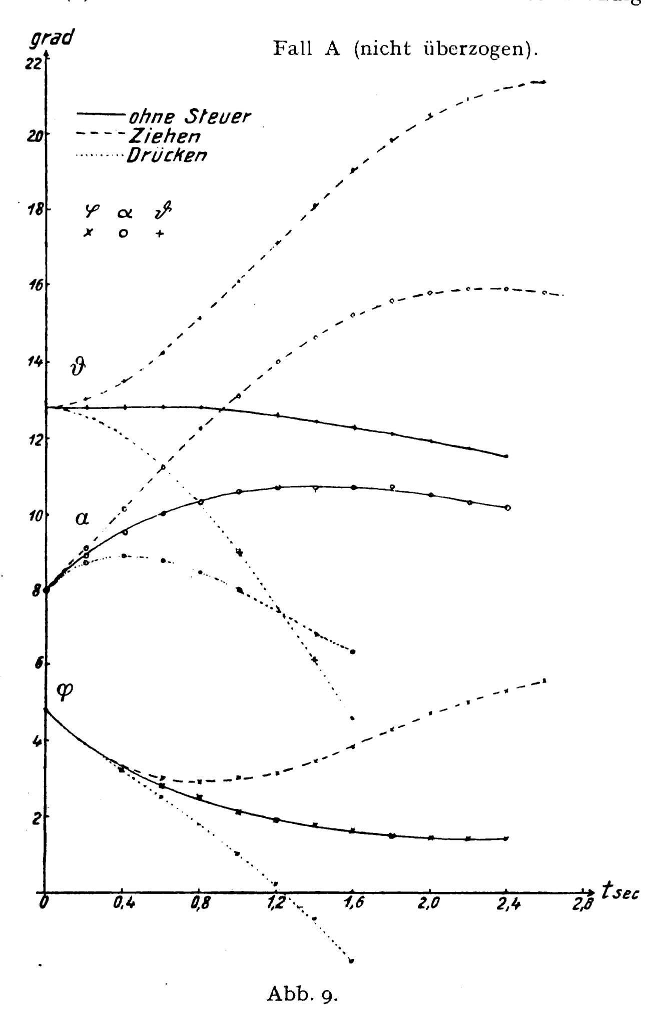
$$n = r_H \frac{\gamma}{2g} \frac{\partial}{\partial \alpha} \frac{M_H}{q} \quad \ldots\ldots \quad (8)$$

in unserem Beispiel wird $n = 0{,}0335$ (kg s²).

Die Rechnung gestaltet sich einfach: Man geht von einem gegebenen Anfangszustand aus, entnimmt für ein bestimmtes Intervall des Anstellwinkels den Abb. 7 und 8 Mittelwerte der dort dargestellten Größen. Gl. (4) ist dann eine lineare Differentialgleichung, der man den Wert $\frac{d\vartheta}{dt}$ entnimmt:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = -\frac{m}{n} v - \left(-\frac{m}{n} v - \left[\frac{d\vartheta}{dt} \right]_0 \right) e^{-\frac{nv}{J}t} \quad . \quad (9)$$

Hierbei bedeutet $\left(\frac{d\vartheta}{dt}\right)_0$ den Anfangswert in dem betrachteten Intervall. Aus $\frac{d\vartheta}{dt}$ und $\frac{d\varphi}{dt}$ folgt aber $\frac{d\alpha}{dt}$; mit Hilfe dieser drei Werte kommt man schrittweise in bequemer Rechnung weiter. In größeren Intervallen berechnet man dazu nach Gl. (1) die Zunahme bzw. Abnahme der Geschwindigkeit und berücksichtigt diese Änderung bei Benutzung der Abb. 7; auch bei der Ausrechnung von $\frac{d\vartheta}{dt}$ ist es leicht, die Geschwindigkeitsänderung in Rechnung zu ziehen; doch spielt sie dort, solange es sich nur um kleine Geschwindigkeitsänderungen handelt, keine sehr große Rolle.



Fall A (nicht überzogen).

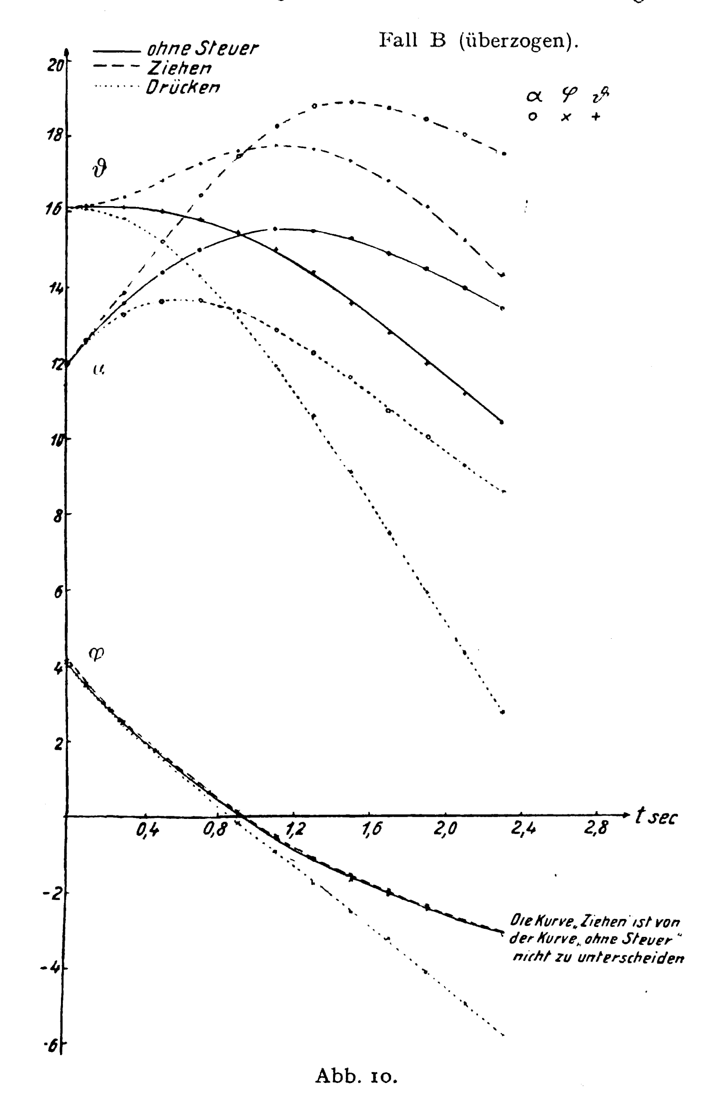
Abb. 9.

8. Die Abb. 9 und 10 zeigen den Verlauf der drei Winkel α, φ und ϑ in zwei Fällen, welche den Gegensatz eines normalen und eines überzogenen Flugzustandes deutlich hervortreten lassen. In beiden Fällen ist die Störung die gleiche: die Geschwindigkeit ist um 3,45 m/s unter den Wert des Gleichgewichtszustandes gesunken, welcher durch die Werte des Anstellwinkels und des Anstiegwinkels gefordert wird. Die Gleichgewichtszustände sind:

Fall A:	$\alpha = 8{,}0^0$	$\varphi = 4{,}8^0$	$\vartheta = 12{,}8^0$	$v = 28{,}2$ m/s
Fall B:	$\alpha = 12{,}0^0$	$\varphi = 4{,}1^0$	$\vartheta = 16{,}1^0$	$v = 25{,}2$ m/s

Im Falle A handelt es sich um den Gleichgewichtszustand, welcher dem steilsten Anstieg entspricht; im Falle B ist der Anstieg nicht viel geringer; das Maximum von φ verläuft sehr flach. Es ist kaum anzunehmen, daß der Flugzeugführer fühlen kann, ob er sich im einen oder im anderen Zustand befindet. Der Winkel ϑ zwischen Horizont und Flugzeugachse, welcher unmittelbar in Erscheinung tritt, ist im Falle B merklich größer als im Falle A; daß der Anstieg dabei weniger steil ist, kann nur aus dem Barogramm geschlossen werden.

Wenn nun durch eine Störung die Geschwindigkeit in beiden Fällen um 3,45 m/s sinkt, so wird die erste Folge eine Krümmung der Bahn nach unten sein; denn das Flugzeug befindet sich dann im Gebiet I der Abb. 4. Aus Abb. 7 ist ersichtlich, daß die Krümmung im Fall B viel stärker ist. Dafür ist die Stabilität im Fall B größer, das Flugzeug wird der Flugbahn schneller nachgedreht wie im Falle A. Wird das Steuer nicht betätigt, so wird im Falle A die Flugbahn



Fall B (überzogen).

Abb. 10.

schnell flacher, aber bereits nach 2 s ist die Krümmung recht klein geworden; die Flugbahn steigt immer noch an. Im Falle B ist in nicht ganz 1 s der Anstiegwinkel Null geworden und die Flugbahn krümmt sich weiter stetig nach unten; das Flugzeug sinkt nach unten, es sackt stark durch. Befindet es sich nicht hoch über dem Erdboden, so liegt in diesem Verlauf eine große Gefahr. In größeren Höhen ist diese Gefahr hingegen nicht sehr hoch einzuschätzen; die Flugbahn erholt sich im Lauf der Zeit von selbst wieder in dem Maße, wie die Geschwindigkeit anwächst. Im Luftkampf kann freilich auch ein kurz andauerndes Sinken von entscheidender Bedeutung sein.

9. Der eigentliche Charakter des überzogenen Zustands tritt aber ganz scharf hervor, wenn wir nun die Folge eines Steuerausschlags in den beiden Fällen rechnerisch verfolgen. Wenn die Flugbahn sich nach unten krümmt, so entspricht es dem natürlichen Gefühl zu »ziehen«, d. h. das

Flugzeug aufzurichten. Man zieht das Steuer so, daß auf das Leitwerk eine nach unten gerichtete Kraft wirkt, welche die Spitze des Flugzeugs nach oben dreht. Die Drehung des Flugzeugs beeinflußt den Anstellwinkel und so mittelbar die Flugbahn. Die quantitativen Zusammenhänge sind aus den Abbildungen zu ersehen. In beiden Fällen werden durch das Ziehen die Winkel α und ϑ vergrößert; aber der Winkel φ, auf welchen es für die Flugbahn allein ankommt, verhält sich verschieden.

Im Falle A ist bereits nach $\frac{3}{4}$ s die Krümmung der Flugbahn zu Null geworden; weiterhin krümmt sie sich nach oben und steigt steiler und steiler; schon nach 2 s ist der ursprüngliche Wert des Anstiegwinkels erreicht, dann wird er sogar nicht unerheblich überschritten. Erinnern wir uns, daß der Anfangszustand im Falle A dem steilsten stationären Anstieg entspricht, so sehen wir an diesem Beispiel, wie leicht der oben dargelegte Vergleich der Gleichgewichtszustände zu falschen Schlüssen führen kann. Die dort gezogenen Schlüsse beziehen sich nur auf Dauerzustände, also nur auf die Wirkung eines Steuerausschlags nach Ablauf der durchaus nicht kurzen Zeit, bis sich ein Gleichgewichtszustand hergestellt hat. Aber die Übertragung auf nicht stationäre Zustände ist falsch; bei der augenblicklichen Wirkung eines Steuerausschlags, auf die es in den meisten Fällen gerade ankommt, kann man von einer Umkehrung der Steuerwirkung nicht reden. Wenn man sich durch Ziehen aus dem Gleichgewichtszustand steilsten Anstiegs oder einem solchen von etwas höherem Anstellwinkel entfernt, so steigt die Flugbahn steiler an, als dem Gleichgewichtszustand entspricht; die Wirkung ist durchaus die vom natürlichen Gefühl erwartete.

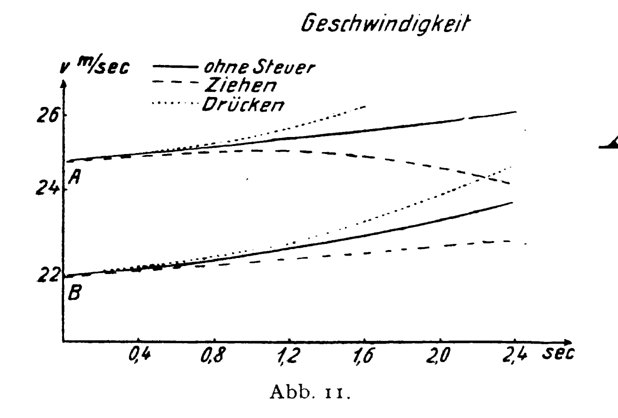


Abb. 11.

Ganz anders wirkt derselbe Steuerausschlag im Falle B. Hier ist der Verlauf von φ beim Ziehen so wenig unterschieden von seinem Verlauf, wenn kein Steuerausschlag gegeben wird, daß die beiden Kurven in Abb. 10 vollständig zusammenfallen. Das Flugzeug wird durch das Steuer richtig herumgedreht; aber die Flugbahn geht nicht mit. Die Verkleinerung von $\frac{d\varphi}{dt}$, welche der Erhöhung des Anstellwinkels nach Abb. 7 entspricht, wird in diesem Falle vollständig kompensiert durch den geringeren Anstieg der Geschwindigkeit beim Ziehen. Läßt sich der Flugzeugführer etwa gar durch den Mißerfolg des leichten Ziehens zu stärkerem Ziehen verleiten, so wächst der Anstellwinkel noch stärker; nach Abb. 7 krümmt sich die Flugbahn noch stärker nach unten; die Geschwindigkeit wird nicht mehr steigen und schließlich sogar wieder sinken. Dann ist die Katastrophe unvermeidlich. Die Geschwindigkeitsänderungen selbst in allen berechneten Fällen zeigt Abb. 11.

Neben der Wirkung des Ziehens steht in den Abb. 9 bis 11 die Wirkung des Drückens. Im Falle A ist diese nicht weiter interessant; im Falle B besteht sie einesteils in einer stärkeren Krümmung der Flugbahn nach unten, andernteils aber in einem verhältnismäßig raschen Anwachsen der Geschwindigkeit. Schon nach 2 s ist diese so weit gestiegen, daß der Charakter der Störung sich dem Falle A nähert, daß also durch nunmehriges Ziehen die Flugbahn rasch aufgerichtet werden kann. »Erst drücken, dann ziehen!« muß die Vorschrift für den Führer lauten, der aus dem überzogenen Zustand herauskommen will. Das Aufrichten der Flugbahn im überzogenen Fall ist nicht durch den schnellen Ausgleich der bahnsenkrechten Kräfte wie im Falle A zu erreichen, sondern nur durch den verhältnismäßig langsamen Ausgleich der Kräfte in der Bahnrichtung; dieser Ausgleich kann durch die — dem natürlichen Gefühl zunächst widerstrebende — Maßnahme des Drückens stark beschleunigt werden.

10. Unsere Diskussion setzt uns nun in den Stand, zu beurteilen, welche äußeren Umstände und welche konstruktiven Maßnahmen den Eintritt und die Gefahren des überzogenen Flugs in günstiger oder ungünstiger Weise beeinflussen. Zunächst ist klar, daß Störungen der besprochenen Art harmlos werden, wenn man die Möglichkeit hat, unmittelbar in den Ausgleich der in der Bahnrichtung wirkenden Kräfte einzugreifen, wenn man also die Geschwindigkeit durch erhöhte Motorleistung augenblicklich steigern kann. Dies ist der Fall, wenn mit gedrosseltem Motor geflogen und im Augenblick der Gefahr der Motor auf volle Leistung gestellt wird; dies ist besonders der Fall, wenn die Störung im Gleitflug eintritt, wobei die ganze Motorleistung als Reserve zur Verfügung steht. Auch bei großem Leistungsüberschuß am Boden, also bei sehr steigfähigen Flugzeugen, ist die Gefahr vermindert; denn diese steigen in Bodennähe bei großem Anstellwinkel sehr steil an; der Anfangswert von φ ist also groß, daher wird φ nicht so schnell negativ; es dauert länger, bis die Flugbahn sinkt.

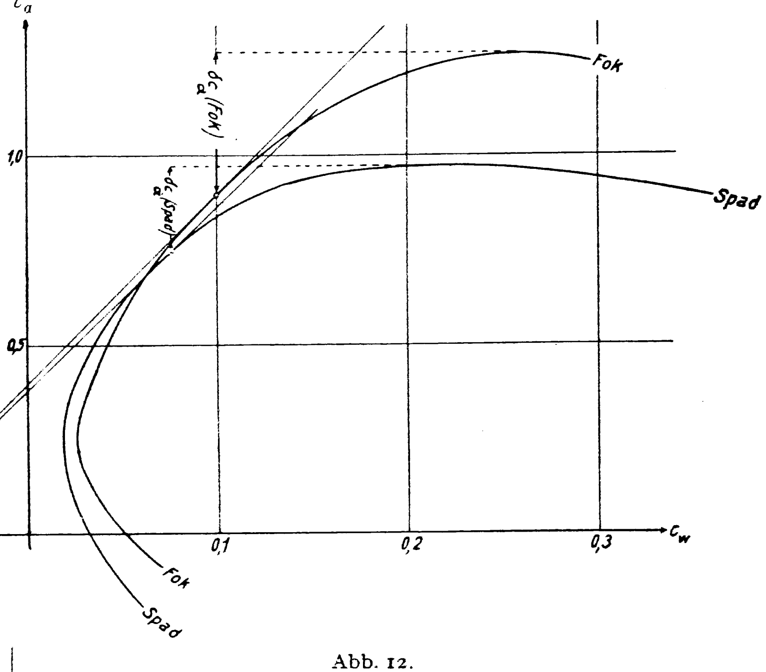


Abb. 12.

Beim Gleitflug tritt der überzogene Zustand auch deshalb weniger leicht ein, weil die maßgebende Kurve auf der (v, α)-Ebene (Abb. 4) bei negativem ϑ zu kleineren Geschwindigkeiten herabreicht wie beim Anstieg. Dazu kommt, daß man beim Gleitflug ohnehin kleinere Anstellwinkel benutzt wie beim Anstieg; der Anstellwinkel flachsten Gleitflugs ist kleiner als der Anstellwinkel steilsten Anstiegs.

11. Die Konstruktion des Flugzeugs kann in zweierlei Weise Einfluß auf den Verlauf des überzogenen Flugs haben: erstens gibt es Maßnahmen, die den Eintritt des überzogenen Flugs hindern, zweitens solche, die das Herauskommen aus demselben erleichtern. Der Eintritt wird um so mehr erschwert, je weiter die kleinste Geschwindigkeit des normalen Fluges von der Geschwindigkeit, bei welcher ein Gleichgewicht der bahnsenkrechten Kräfte nicht mehr möglich ist, entfernt liegt. Die Differenz der beiden Geschwindigkeitswerte ist aber proportional der Differenz $\delta \sqrt{c_a \frac{F}{G}}$, also bei gegebener Flächenbelastung durch die Differenz der beiden Auftriebsbeiwerte beeinflußt. Diese Differenz hängt sehr wesentlich vom Profil ab. Wir können zwei Profiltypen (Spad und Fok in Abb. 12) unterscheiden; der eine mit kleinen Widerstands- und Auf-

triebskoeffizienten wird bei schnellen, der andere mit großen Koeffizienten bei gut steigenden Flugzeugen bevorzugt werden. Der Wert des Auftriebsmaximums liegt beim zweiten weiter entfernt vom Auftriebsbeiwert, welcher zum steilsten Anstieg gehört, als beim ersten. In der Tat haben erfahrene Führer bei der Flugzeugmeisterei darauf hingewiesen, daß das Spad-Flugzeug leichter überzogen wird als das Fok-Flugzeug. Messungen im Göttinger Kanal für die beiden Profile ergeben in der Tat

beim Spad DD . . . $\delta c_a = 0{,}23$,
beim Fok DD . . . $\delta c_a = 0{,}37$.

Es zeigte sich allerdings, daß die Messung des Fok-Profils im Bereich der großen Anstellwinkel sehr unsicher war und voneinander abweichende Werte ergab. Daß ein solch unsicheres Verhalten bei den Dimensionen des wirklichen Flugzeuges auch auftritt, erscheint nach der Aussage der Flugzeugführer unwahrscheinlich; man müßte dann gerade große Unsicherheit im Bereich der großen Anstellwinkel erwarten, während das Gegenteil der Beobachtung entspricht.

Das Auftriebsmaximum sinkt, der Auftriebsbeiwert steilsten Anstiegs steigt relativ dazu, wenn der induzierte Widerstand größer wird. Es muß also bei schlechterem Seitenverhältnis oder ungünstigerer Mehrdeckeranordnung die Gefahr des Überziehens wachsen. Dies bestätigt die Aussage einiger

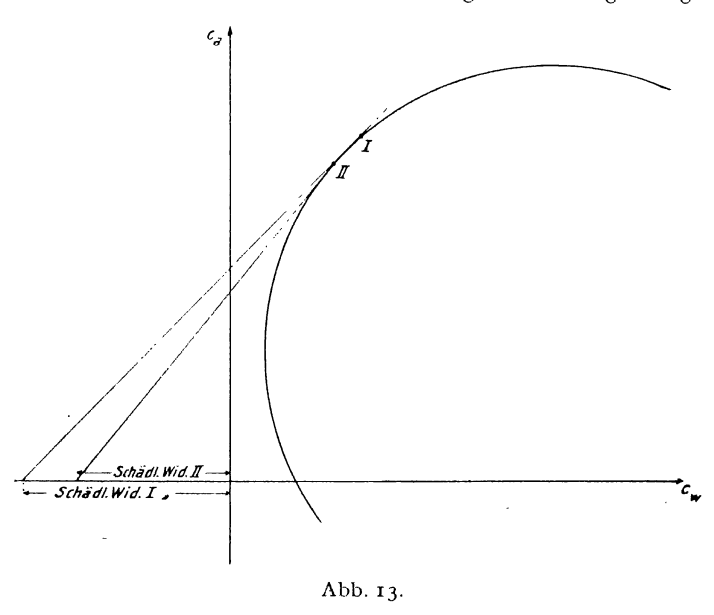


Abb. 13.

Flugzeugführer, wonach der Fok D VII schwer, dagegen der Fok-Dreidecker, der sehr großen induzierten Widerstand haben muß, leicht überzogen wird. Die Profile der beiden Flugzeuge sind dieselben. Großer schädlicher Widerstand muß ebenfalls das Überziehen erleichtern; durch einen solchen wird zwar das Auftriebsmaximum nicht geändert, aber der Auftriebskoeffizient des normalen Anstiegs wird größer, wie eine Darstellung in Polardiagrammen leicht erkennen läßt (Abb. 13). Außer vom Polardiagramm wird der Eintritt des überzogenen Zustandes nur von der Flächenbelastung beeinflußt, und zwar wird die entscheidende Geschwindigkeitsdifferenz größer mit wachsender Flächenbelastung; große Flächenbelastung wirkt also in dieser Hinsicht günstig.

12. Beim Verlauf der überzogenen Bewegung müssen wir alle Einwirkungen als günstig auffassen, welche die Drehung der Flugbahn hemmen, also den Wert von $\frac{d\varphi}{dt}$ herabsetzen, und ebenso alle Einwirkungen, welche die Drehung des Flugzeugs, vor allem beim Drücken, begünstigen, also $\frac{d\vartheta}{dt}$ vergrößern.

Wenn wir mit δv die Geschwindigkeitsverminderung infolge der Störung bezeichnen, so können wir Gl. (2) die Gestalt geben:

$$v\frac{d\varphi}{dt} = c_a \gamma \frac{F}{G} v\,\delta v \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

Die absolute Größe der Geschwindigkeit beeinflußt also die Änderung der Bahnneigung $\frac{d\varphi}{dt}$ nicht, die Sinkgeschwindigkeit wächst aber schneller bei schnellen Flugzeugen. Auch hier wirkt große Flächenbelastung günstig; denn ceteris paribus ist die Geschwindigkeit proportional $\sqrt{\frac{G}{F}}$ so daß auf der rechten Seite von (10) immer noch der Faktor $\sqrt{\frac{F}{G}}$ stehen bleibt, also die Sinkgeschwindigkeit bei größerer Flächenbelastung langsamer wächst.

Die verschiedenen Einwirkungen auf die Drehung des Flugzeugs lassen Abb. 8 und Gl. (9) erkennen. Statische Stabilität begünstigt bei den hier maßgebenden Störungen die Wirkung des Drückens, statische Instabilität die Wirkung des Ziehens; also ist statische Stabilität ein Vorteil. Jedoch kommt dieser Vorteil für die Konstruktion keinesfalls stark in Betracht, da gerade in dem Gebiet der überzogenen Zustände alle Flugzeuge stabil sind. Auf die Größe $\frac{m}{n}$ in Gl. (9), welche für die Drehung des Flugzeugs am wichtigsten ist, hat die Größe des Leitwerks keinen Einfluß, die Rumpflänge r_H, durch welche die Dämpfung bestimmt wird, tritt aber im Nenner auf. Je größer r_H, um so größer die Dämpfung, um so kleiner die Drehgeschwindigkeit; also große Rumpflänge wirkt ungünstig. Wenn man von aerodynamischen Größen absieht, wird $\frac{m}{n} v$ proportional $\frac{v}{r_H}$; also langsame große Flugzeuge sind in dieser Hinsicht ungünstiger als kleine schnelle Flugzeuge. Der Einfluß des Tätigkeitsmoments macht sich nur im Exponenten der e-Funktion in Gl. (9) geltend. Die Drehung wird stärker gehemmt bei großem Trägheitsmoment; dies ist physikalisch selbstverständlich.

Die Unempfindlichkeit der Flugbahn gegen Steuerausschläge hängt damit zusammen, daß bei jeder Störung der von uns betrachteten Art der Anstellwinkel schnell in das Gebiet rückt, in welchem $\frac{dc_a}{d\alpha}$ sehr klein wird. Durch das Steuer wird aber nur das Flugzeug gedreht und so der Anstellwinkel beeinflußt; erst durch die Abhängigkeit des Winkels φ von α ist eine Einwirkung auf die Flugbahn möglich. Die Größe $\frac{d\varphi}{d\alpha}$ wird aber proportional $\frac{dc_a}{d\alpha} \cdot \frac{F}{G}$. Die Beeinflussung der Flugbahn durch das Steuer wird daher klein bei kleinem $\frac{dc_a}{d\alpha}$, und zwar um so kleiner, je größer die Flächenbelastung ist. Hier können wir einen ungünstigen Einfluß großer Flächenbelastung feststellen; ob dieser oder der eben erwähnte günstige Einfluß von größerer Bedeutung sind, kann der Theoretiker nicht entscheiden. Einwandfreie Urteile erfahrener Flieger oder noch besser Messungen der beim überzogenen Flug auftretenden Geschwindigkeiten und Winkel müssen die theoretischen Betrachtungen fördern und fruchtbar machen.

Aussprache.

Professor Prandtl: Es ist hocherfreulich, zu sehen, wie durch die Arbeit des Herrn Dr. Hopf uns dieses bisher theoretisch sehr spröde Gebiet der Verwertung am Schreibtisch zugänglich gemacht worden ist. Ich erachte das als großes Verdienst, denn je weiter wir im Konstruieren von Flugzeugen kommen, desto mehr muß am Schreibtisch und Zeichentisch Vorarbeit geleistet werden. Dazu ist diese Arbeit ein großer Schritt vorwärts.

Hauptmann Student: Die Ausführungen von Herrn Dr. Hopf habe ich mit großem Interesse verfolgt; als alter Praktiker muß ich sie voll und ganz unterstreichen. Vor allen Dingen hatte ich in der Praxis Gelegenheit, festzustellen, daß die höchstzulässige Grenze, bis zu der man ein Flugzeug ziehen darf, wesentlich abhängt von der Höhe des Flächenprofils. Flugzeuge mit niedrigem Profil neigen beim Überziehen mehr zum Abrutschen als Flugzeuge mit hohem Profil. Zu den ersteren mußte ich neben einigen deutschen Typen

gen Spad rechnen. Ich habe dies am eigenen ren, bzw. konnte dies bei Kameraden beobachten. arenmoment, welches also zweifellos bis zu einem Grade im niedrigen Profil enthalten ist, kann ein gführer aber ruhig in Kauf nehmen angesichts der he, daß gerade einzelne dieser Typen sehr gut Steig- Geschwindigkeitsleistungen aufzuweisen hatten. Im venkampf an der Front, bei dem es galt, den Gegner in rk gezogener Kurve zu überhöhen, war es auffallend, in ie zahlreichen Fällen der an und für sich recht wendige Spad abtrudelte. — Anderseits ist es für einen übermütigen Einsitzer-Flugzeugführer schwierig, den markantesten Vertreter des hohen Flügelprofils — den Fok. D. VII — versuchsweise zum Trudeln zu bringen.

Herr Dr. Hopf hat als Höchstgrenze, bis zu der man ein Flugzeug ziehen darf, die Zahl 12 Grad genannt. Ich verstehe das so, daß das Flugzeug unter einem größeren Steigwinkel an Steiggeschwindigkeit einbüßt. Man erreicht also damit das Gegenteil von dem, was man beabsichtigt. Aber das Flugzeug braucht deshalb keineswegs gleich zu rutschen. Die Vokabel »Überzieher« in diesem Sinne kennt ein alter Flieger überhaupt nicht. An der Front und bei den Einsitzerwettbewerben in Adlershof hat man ein Hochreißen bis zu 30 Grad mehr als einmal beobachten können.

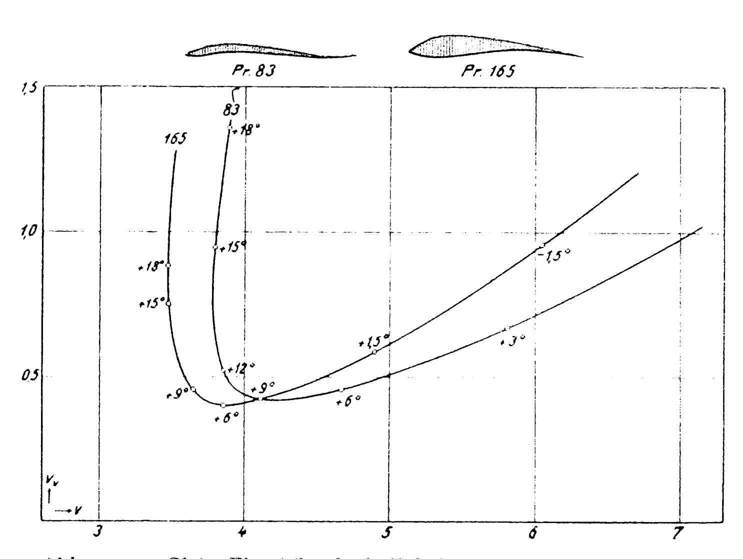


Abb. 14. Gleit-(Flug-)Geschwindigkeit v und senkrechte Fallgeschwindigkeit v_e im Beharrungszustand bei zwei verschiedenen Profilen.

Professor Prandtl: Es handelt sich bei dem, was Herr Dr. Hopf uns dargelegt hat, darum, wie sich das Flugzeug verhält, wenn man das Steuer, von dem Moment des Ausschlags an, nicht mehr anrührt. Der erfahrene Flieger macht natürlich ständig neue Steuerbewegungen.

Dr. Hopf: Ich möchte nur, um einem Mißverständnis vorzubeugen, erwähnen, daß ich das numerische Beispiel so ausgewählt habe, daß die Erscheinungen deutlich hervortreten. Die angegebenen Zahlwerte haben also keine allgemeine Bedeutung. Was Herr Hauptm. Student über den Anstieg stark gezogener Flugzeuge sagt, steht auch in voller Übereinstimmung mit meinen Ausführungen.

Professor Pröll: Ich kann zwar nicht als erfahrener Flugzeugführer sprechen, aber ich möchte nur eine ganz kurze theoretische Bemerkung anschließen.

Die Ausführungen des Herrn Dr. Hopf sind besonders interessant und wichtig im Hinblick darauf, daß wir bei Friedensflugzeugen in erster Linie auf eine günstige Landung ein besonderes Augenmerk legen müssen. Es kommt darauf an, daß die Passagiere sich vor der Landung nicht mehr so zu fürchten haben, wie es jetzt wohl noch vorkommt.

Ich habe aus einer Reihe von Polardiagrammen, die in Göttingen für die verschiedenen Profile aufgestellt sind, Kurven abgeleitet, bei denen die Abszisse der Fluggeschwindigkeit und die Ordinate der senkrechten Fallgeschwindigkeit im Gleitflug proportional aufgezeichnet war (Abb. 14). Da ergab sich, daß trotz der Verschiedenheit der Profile[1]) die günstigsten Werte in verhältnismäßig ziemlich engem Bereich zusammenlagen, wo für die meisten Profile ein etwas flaches Minimum auftritt. Nun sind das ja Zustände, die vollständig für Gleichgewicht abgeleitet sind, Zustände, bei denen keine Beschleunigung vorkommt, bei denen ein sog. stationärer Zustand vorhanden ist, wenigstens theoretisch. Das, was Herr Dr. Hopf uns gezeigt hat, ist nun deshalb ganz besonders wichtig, weil es einen früher so wenig beachteten Zustand betrifft, bei dem Verzögerung stattfindet. Da können dann natürlich ganz andere Verhältnisse eintreten, und Herr Dr. Hopf hat uns eben gezeigt, was wir von solchen Untersuchungen wohl noch erwarten dürfen. Ich selbst habe unter vereinfachter Annahme einige diesbezügliche Rechnungen angestellt und habe gefunden, daß es möglich ist, durch verzögerte Flugzustände noch viel günstigere Landungsgeschwindigkeiten herauszubekommen als im stationären Zustand. Das ist an sich selbstverständlich, aber es zeigt sich doch, daß nicht etwa die geringste stationäre Landungsgeschwindigkeit und der beste stationäre Landungszustand es sind, die nachher die günstigsten Verhältnisse ergeben, wenn man einen verzögerten Zustand hinzubringt. Ich nehme dabei also an, daß das Flugzeug sich in einem konstanten Gleitflug bewegt, der für sich die günstigste Bedingung für eine Landung bieten würde. Wenn ich dann durch allmähliges »Aufziehen« die Landung einleite, also ich einen verzögerten Zustand eintreten lasse, so ist nicht gesagt, daß der vorher günstige Gleitzustand auch schon der beste für eine günstige Landung wäre.

Mit diesen Bemerkungen wollte ich nur darauf hinweisen, daß die Ausführungen des Herrn Dr. Hopf die Grundlagen bieten können für eine Reihe von Untersuchungen, die, wie ich bestimmt glaube, gerade für das Friedensflugzeug von besonderer Wichtigkeit sein dürften. Ich möchte Herrn Dr. Hopf bitten, in dieser Weise vielleicht seine Ausführungen gelegentlich noch zu ergänzen. Ich glaube, daß wir daraus einen großen Gewinn ziehen werden.

Dipl.-Ing. Gsell: Beim überzogenen Flug spielt doch wohl die Seitenstabilität eine noch etwas größere Rolle, als Herr Dr. Hopf gesagt hat. Herr Dr. Hopf ist ja eigentlich hauptsächlich auf die Längenstabilität eingegangen. Ich verfüge nun so aus der Kinderzeit der Luftfahrerei, wo man überhaupt mehr oder weniger überzogen flog, über einige Erfahrungen im Abrutschen. Ich muß sagen, daß bei überzogenem Flug das Abrutschen meist ein seitliches Abrutschen war, daß längst bevor eine kritische Lage zur Querachse da war, die kritische Lage in der Längenachse in Erscheinung trat und unbedingt die Geschwindigkeit sich so verringert hatte, daß die Quersteuerung nicht mehr genügte, um herauszukommen. Heute liegen die Verhältnisse vielleicht etwas anders. Aber mehr oder weniger wird doch bei einem überzogenen Fliegen das seitliche Abrutschen immer noch eine sehr große Rolle spielen.

Professor Prandtl: Bei überzogenem Flug tritt das seitliche Abrutschen so leicht ein, weil die Wirkung der Querruder durch die Ablösung der Luftströmung von der oberen Seite des Flügels vermindert ist. Ich möchte ganz kurz darauf aufmerksam machen, daß die Versuche, die wir über die Wirkung der Querruder, bisher an zwei Modellen, gemacht haben, ergeben haben, daß in dem Moment, wo die Auftriebskurve an das Maximum herankommt, die Drehmomente der Verwindungsklappen auf die Hälfte oder auf den dritten Teil heruntergehen. Deshalb ist dann plötzlich die Quersteuerung wirkungslos geworden. Die Ursache ist die, daß die Strömung nicht wie bisher stramm auf der Oberseite des Flügels anliegt, sondern von ihr abgelöst ist und die Ruder sich so in einem toten Wirbelraum bewegen.

Dipl.-Ing. Madelung: Die Worte des Herrn Dr. Hopf kann ich nur bestätigen. Es ist für den Flieger schwer, die Neigung seiner Flugbahn zu beurteilen. Er beobachtet zwar,

[1]) Beispielsweise sind in der Abb. für die Profile Nr. 165 und 83 der Göttinger Messungen (Techn. Berichte d. Flugzeugmeisterei II) die Geschwindigkeiten aus den bekannten Auftriebs- und Widerstandsformeln für die Flächenbelastung »1« und »normale« Luftdichte $^1/_8$ berechnet worden. Für die Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ sind dann die Werte noch mit $\sqrt{\frac{G}{F}}$ zu multiplizieren.

wie die Lage des Flugzeugs zum Horizont ist, hat auch einigen Anhalt dafür, welche Geschwindigkeit und welchen Anstellwinkel er hat, aber daraus einen genauen Schluß zu ziehen, wie die Neigung der Flugbahn ist, ist sehr schwierig. Ich möchte nur an einen besonderen Flugzustand erinnern, den wohl jeder Flieger kennt, das sog. »Fahrstuhl«fliegen. Man drosselt den Motor ab, zieht das Höhensteuer langsam bis an den Bauch und läßt das Flugzeug durchsacken.

Ich kann mich nicht erinnern, dabei je das Gefühl gehabt zu haben, zu sinken, trotzdem ein Blick auf den Höhenmesser und eine kurze Nachrechnung zeigt, daß man sehr stark an Höhe verlieren muß.

Zu den Worten des Herrn Professors Prandtl darf ich wohl kurz erwähnen:

In einem Vortrag bei der British Association hat L. Bairstow über das »Trudeln« berichtet. Er sagt[1]):

Zum Trudeln stellt der Flugzeugführer im wagrechten Fluge den Motor ab; während nun die Fluggeschwindigkeit abnimmt, vergrößert er den Anstellwinkel der Flügel, bis er 20⁰ überschreitet. Dann wird das (Seiten-) Steuer ganz ausgetreten, worauf das Flugzeug dreht und sich auf den Kopf stellt.

[1]) Frei übersetzt aus Engineering vom 10. 10. 19, S. 494. »Der Fortschritt der Flugwissenschaft im Kriege.«

Im Nu steht der Rumpf ungefähr senkrecht, und d dreht sich um seine Längsachse mit 2 bis 3 s Peri

Augenscheinlich steht diese auffallende Er in engem Zusammenhang mit dem Abreißen der Strö der Saugseite, und diese Annahme wurde auch durch den versuch bestätigt.

Das Modell wurde dazu um eine Achse in der Windrich frei und ausbalanziert drehbar aufgehängt. Bei 10⁰ Ans winkel verursachte der Wind nur unregelmäßige Schwankung infolge geringer Unstetigkeiten. Bei 20⁰ bis 30⁰ dagegen wurd eine stetige Drehung erzeugt; ihr Drehsinn hing von dem de zufälligen Anfangsstörung ab. Der drehungsfreie Zustand ergab sich als entschieden unstabil.

Es wurde versucht, die Drehzahl auch rechnerisch aus der Flügelelementtheorie zu bestimmen. Das gelang bemerkenswert gut.

Dr. Hopf: Ich bin mit den Herrn Vorrednern bezüglich der Wichtigkeit der Seitenstabilität durchaus einig und habe es angedeutet, indem ich sagte: Wenn der Anstellwinkel zu weit wächst, treten ungeklärte Flugzustände ein. Ich wollte das Thema nicht so weit ausdehnen, weil es sonst zu lang geworden wäre und weil ich etwas voll Befriedigendes darüber nicht sagen kann. Diese Zustände sind noch unerforscht, und es ist jeder Versuch, diese Zustände des Trudelns zu klären, von großer Wichtigkeit.

VII. Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit.

I. Teil: Form.

Vorgetragen von **M. Hering.**

Die im Kriege von der Marine entwickelten Seeflugzeugtypen waren: Aufklärungs-, Kampf-, Bomben- und Torpedoflugzeuge.

Als Aufklärungsflugzeuge wurden verwendet: einmotorige, zweimotorige, viermotorige Flugzeuge. Die Vergrößerung des Motoraggregats hatte in erster Linie den Zweck, die Flugstrecke zu vergrößern, um die Aufklärung weiter hinaustragen zu können.

Als Bombenflugzeuge hatten wir ein- und zweimotorige Typen, als Torpedoflugzeuge zweimotorige, die auch mit Erfolg zum Minenlegen verwandt worden sind.

Als Kampfflugzeuge waren einmotorige Typen vorhanden, und zwar zuerst Einsitzer und Zweisitzer, später aber nur Zweisitzer, da eine Bewaffnung nach achtern sich aus taktischen Gründen als notwendig herausgestellt hatte.

Der Konstruktion nach unterscheiden wir Schwimmerflugzeuge und Flugboote.

Um die Lufteigenschaften des Flugzeuges möglichst wenig zu beeinträchtigen, müssen die Schwimmer bzw. das Boot eine günstige Form und geringes Gewicht haben; um andererseits den Beanspruchungen beim Schwimmen, Starten und Landen gewachsen zu sein, ist eine bestimmte Festigkeit erforderlich. Die beiden Forderungen verlangen sich widersprechende Anordnungen, zwischen denen der Konstrukteur je nach der verlangten Seefähigkeit, die das Flugzeug haben soll, einen Kompromiß schließen muß. Die Forderungen an die Seefähigkeit wurden bei der Erteilung des Bauauftrages jedesmal festgelegt. Wir unterscheiden je nach dem Verwendungszweck vollseefähige Flugzeuge, die einen Seegang von 4 bis 5 (2 bis 3 m Wellenhöhe), und teilweise seefähige Flugzeuge, die Seegang 2 bis 3 aushalten können.

Die Prüfung auf die Seefähigkeit erstreckte sich auf Start, Landung, Rollen und Treiben im Seegang.

1. Start:

Für das Seeflugzeug ist es zweckmäßig, einigermaßen genau gegen den Wind zu starten; seitliches Schieben gefährdet die Schwimmer, die möglicherweise sogar abrasiert werden, bzw. kann bei Booten das Unterschneiden einer Tragdeckseite zur Folge haben, wodurch ein Abbrechen des Tragdecks oder ein Kentern des ganzen Fahrzeuges eintreten kann.

Auf glattem Wasser wurde bei allen Typen, bis auf die R- und die Torpedoflugzeuge, als Startdauer 25 Sekunden zugelassen. Ausschlaggebend für die Begrenzung der Anlaufzeit ist die Forderung, daß das Flugzeug nach einer größeren Zahl von Betriebsstunden (Abnutzung!) noch mit Sicherheit bei Windstille und toter Dünung vom Wasser überhaupt fortkommt.

Bei den R-Flugzeugen wurde die Startzeit zunächst nicht beschränkt, weil für die Konstruktion der Schwimmer von den hierfür notwendigen großen Abmessungen noch keine Erfahrungen vorlagen.

Seeprüfungen wurden sowohl mit Typenflugzeugen als auch ab und zu mit aus der Serie entnommenen Flugzeugen durchgeführt; bei entsprechendem Seegang und Wind mußten sie mit voller Abnahmelast dreimal landen und starten.

Außerdem wurden in den letzten Kriegsjahren mit Typenflugzeugen Dauerfronterprobungen gemacht, und zwar mußte das betreffende Flugzeug möglichst viele Flugstunden und möglichst viele Starts und Landungen unter den verschiedenen Frontverhältnissen erledigen. Es zeigte sich, daß Flugzeuge eines derartig durchgeprüften Typs im allgemeinen den Anforderungen, die in der Front an sie herantraten, gewachsen waren.

Meines Erachtens kann über die Notwendigkeit, See-Verkehrs-Flugzeuge in gleicher Weise zu prüfen, kein Zweifel herrschen. Es ist dabei aber zu berücksichtigen, daß das Zu-Bruch-Gehen des Flugzeuges bei der Seeprüfung eine große wirtschaftliche Belastung der Verkehrsunternehmen darstellen würde, deren Auswirkung sich schwer übersehen läßt.

2. Landung:

Die Landung soll, ebenso wie der Start, möglichst genau gegen den Wind geschehen. Die Forderung in hydrodynamischer Hinsicht ist weiches Einsetzen, ferner auf glattem Wasser möglichst keine Schaukelbewegung, drittens Aushalten der Landung bei Seegang 4 oder 3, je nach der Bestellung. Um die Gefahr des Zu-Bruch-Gehens bei der Landung im Seegang möglichst auszuschalten, wurde den Konstrukteuren ein Max.-Schwebe- und -Landungstempo empfohlen; dieses betrug bei den seefähigen Doppeldeckern im allgemeinen nicht über 80 km/h. Bei Einführung von Metallschwimmern (Duraluminium) im Jahre 1918 und sorgfältiger konstruktiver Durcharbeitung der Untergestelle konnte bei Flugzeugen, die nur einen Seegang von Stärke 3 aushalten sollten, ein Landungstempo von 90 km/h zugelassen werden.

Das Schwebe- und Landungstempo ist abhängig von der Flächenbelastung unter Berücksichtigung des Gesamtwiderstandes. Für die Festsetzung der zulässigen Flächenbelastung dienten als Anhalt bei neuen Konstruktionen die Erfahrungen des See-Flugzeug-Versuchs-Kommandos; es empfiehlt sich, bei vollseefähigen Doppeldeckern, nicht über eine Flächenbelastung von 30 kg pro qm hinauszugehen. Mit der Einführung der zunächst von der Firma Hansa- und Brandenburgische Flugzeugwerke gebrachten Eindecker konnte mit der Flächenbelastung bedeutend heraufgegangen werden. Das 1000 PS-Dornierboot z. B. ließ sich mit einer Flächenbelastung von 44,2 kg/qm in Seegang 3 glatt starten und landen. Die für Seegang 4 bestellten Eindecker konnten leider infolge des Kriegsendes nicht mehr zu Ende gebaut werden, so daß über diese Erfahrungen noch fehlen.

3. Rollen:

Die Forderung, daß das Flugzeug bei Seegang rollen muß, ergibt sich daraus, daß z. B. infolge einer Motorpanne die Tourenzahl herabgesetzt ist und das Flugzeug nach einer Notlandung nicht mehr aus dem Wasser kommt. In diesem Fall muß das Flugzeug längere Strecken über See nach Hause rollen, dabei auf Kursen, die möglicherweise quer zum Wind und Seegang sind, oder auch mit achterlichem Wind und Seegang. Das Rollen über See kann fernerhin notwendig werden bei Landungen im Nebel oder außerhalb eines kleinen Hafens wie z. B. Helgoland. Um die für das Rollen notwendigen Eigenschaften, in erster Linie die Längs- und Querstabilität

zu prüfen, wurden bei der Abnahme verlangt: Das Fahren von Achten im Seegang 3 oder 4, je nach der Bestellung, sowie der rechnerische Nachweis der metazentrischen Höhe für die Längs- und Querachse.

4. Treiben:

Die Forderung bezüglich des Treibens der Flugzeuge im Seegang erstreckte sich darauf, daß diese bei abgestelltem Motor die Nase im Wind behalten sollten. Treibt ein Flugzeug quer zum Wind, so wird es von der Seite vom Winde gepackt, und es kommt in die Gefahr zu kentern. Besteht bei Notlandungen die Aussicht, längere Zeit treiben zu müssen, so wird von der Besatzung zweckmäßig sofort der Treibanker ausgebracht. Trotzdem wird die Forderung an das Flugzeug gestellt, auch ohne Treibanker die Nase im Wind zu behalten. Dies ist notwendig, um der Besatzung zum Ausbringen des Treibankers genügend Zeit zu geben.

Die Festigkeit von Flugzeug und Schwimmerunterbau bei längerem Treiben wurde nicht zum Gegenstand besonderer Versuche gemacht; die Festigkeit eines Flugzeuges, das die Seeprüfung bestanden hat, reicht erfahrungsgemäß auch für das Treiben völlig aus. So ist z. B. ein Friedrichshafener Flugzeug, dessen Motor havariert war, fünf Tage lang teilweise im schweren Seegang unversehrt quer durch die Nordsee getrieben und erst in der Höhe von Norwegen von einem Dampfer aufgefischt worden.

Welche Schwimmerformen haben sich nun herausgebildet, um den Anforderungen gerecht zu werden, die an Start, Landung, Treiben und Rollen, kurz an die Seefähigkeit, gestellt werden?

1. Start:

Für die Kürze des Starts ist in allererster Linie die Zahl kg/PS maßgebend; daneben spielt die Form des Bodens des Schwimmers eine Rolle.

Das Ziel der Konstruktion muß sein, ein möglichst frühzeitiges Auf-die-Stufe-Kommen zu erreichen. Der letzte Teil des Starts, nachdem das Flugzeug auf die Stufe gekommen, ist der weniger schwierige Teil des ganzen Manövers.

Bei den deutschen Seeflugzeugen wurden die Schwimmer so lang gewählt, daß ein Stützschwimmer unter dem Schwanz des Flugzeuges in Fortfall kommen konnte. Hierüber noch näheres beim Treiben.

Infolge der großen Schwimmerlänge ist eine Stufeneinteilung des Bodens notwendig, da bei stufenlosen Schwimmern die Abreißkante, in deren Nähe das Unterstützungszentrum liegt, sich zu weit hinten befindet, so daß die Höhensteuerwirkung zum Aus-dem-Wasser-heben nicht ausreicht.

Wir haben Ein-, Zwei-, Drei- und Mehrstufenschwimmer.

Die Zahl der Stufen richtet sich nach der Länge und Breite des Schwimmers. Bei der für die Längsstabilität zu fordernden Länge und der für die Längsfestigkeit notwendigen Trägerhöhe ist die Breite des Schwimmers gegeben, wenn ein bestimmtes Schwimmerdeplacement vorgeschrieben ist. Eine durch wissenschaftliche Versuche begründete Theorie über die Stufenzahl ist m. W. noch nicht aufgestellt; nach unseren Erfahrungen stellt für Einstufenschwimmer 1000 kg pro m Gesamt-Stufenlänge das zulässige Max.-Gewicht der Belastung dar. Bei größeren Gewichten empfiehlt es sich, für das betreffende Flugzeug Zweistufenschwimmer zu bauen.

Wenn in einzelnen Fällen Einstufenschwimmer mit höherer Stufenbelastung schon genügend kurze Starts hatten, so lag dies an der geringen PS-Belastung. Auch bei den Booten haben wir eine höhere Stufenbelastung. Hier dürfte infolge der absolut größeren Breite im Vergleich zu den Schwimmern ein besserer hydrodynamischer Wirkungsgrad vorhanden sein. Dieser erklärt sich wahrscheinlich dadurch, daß das Wasser nicht so leicht nach den Seiten ausweichen kann wie bei den schmaleren Schwimmern. Die Gründe, welche für den Übergang von einer Stufe zu zweien maßgeblich sind, gelten auch für den Übergang zu drei und mehr Stufen.

a) Verteilung der Stufen:

Es ist eine solche Verteilung der Stufen anzustreben, daß der Schwimmer ohne Betätigung des Höhensteuers auf die Stufe kommt, damit dann das Flugzeug schnell die Abfluggeschwindigkeit erreicht, ferner, daß endlich auch das Weggehen vom Wasser beim Start ohne Betätigung des Höhensteuers erfolgt. Ich möchte aber dabei feststellen, daß ich beim Starten in der Praxis immer das Höhensteuer leicht angezogen habe; anderseits haben wir auch eine Reihe von Flugzeugen gehabt, die ohne Betätigung des Höhensteuers auf die Stufe kamen und sich vom Wasser abhoben. Zu einem Start ohne Anwendung des Höhensteuers ist erforderlich, daß die auf das Flugzeug während des Startes wirkenden Kräfte keine Drehmomente hervorrufen.

Die Bugformen der Schwimmer sind nach den Erfahrungen der letzten Jahre alle flach. Um bei einem vorn gekielten Schwimmer, der in kabbeliger See stoßfreier arbeitet, den gleichen hydrodynamischen Auftrieb wie bei flacher Bugform zu erzielen, müßte man den Bug entsprechend verlängern. Die Erfahrungen haben gezeigt, daß es praktischer ist, die kürzere flache Bugform zu wählen.

Bei den 1000 PS-Booten (Erbauer Dornier, Zeppelinwerk Lindau) liegen die Verhältnisse anders als bei kleineren Bootstypen oder bei Schwimmerflugzeugen. Das erste 1000 PS-Boot hatte einen gekielten Bug. Diese Form verursachte viel Spritzwasser, das zum Teil in das Boot hineinschlug. Bei dem nächsten Dornier-Typ ging man zur flachen Bugform über, allerdings unterteilte man die Breite durch Längsstufen.

Die Heckformen sind meist spitz und werden durch Zusammenholen der Seitenwände des Schwimmers in eine gegen die Vertikale wenig geneigte Gerade gebildet.

b) Belüftung:

Die Belüftung hatte den Zweck, Luft hinter die Stufen zu führen, um das Abreißen des Wassers früher zu erreichen. Die Belüftungseinrichtung der Schwimmer haben wir im letzten Jahr fortgelassen, da sich bei vergleichenden Startversuchen kein Unterschied in den Startzeiten gezeigt hat.

c) Anstellung:

Die Anstellung des Tragdecks gegen die Schwimmer ist so zu wählen, daß beim Gleiten des Schwimmers auf der Oberfläche des Wassers eine möglichst große Hubkraft der Tragdecks erzielt wird und dabei der Gesamtwiderstand des Flugzeuges (Luft und Wasserwiderstand) vom Propellerzug noch mit Sicherheit überwunden wird.

2. Landung:

Die Stufenzahl und -entfernungen spielen bei der Landung nicht die Rolle wie beim Start. Bei größerer Stufenentfernung tritt bei glattem Wasser leicht eine schaukelnde Bewegung des Flugzeuges der Länge nach ein, das sog. »Stampfen«; es wird mit in Kauf genommen, wenn die Starteigenschaften gut sind.

Die flache Bugform spielt bei der Landung eine sehr große Rolle; sie ist wegen ihres hydrodynamischen Auftriebes der zuverlässigste Schutz gegen das Überschlagen. Im allgemeinen wird die Formgebung des Bodens für die Landung vor allem das Ziel haben, daß die Landung zur Schonung von Schwimmerunterbau und Flugzeug möglichst weich ausfällt. Zu diesem Zweck haben wir bei größeren Schwimmern mit großen Bodenflächen, teilweise eine Unterteilung der Schwimmer querschiffs. Bei der Anwendung dieses Hilfsmittels ist Vorsicht geboten; der für den Start notwendige hydrodynamische Gesamtauftrieb könnte bei übertriebener Anwendung zu sehr verringert werden, wodurch das Starten in Frage gestellt wird. Da bei einer Seelandung mit möglichst angezogenem Höhensteuer, also mit dem Schwimmerheck zuerst das Wasser berührt werden muß, wird zur Milderung des ersten Aufschlages der Boden des Hecks keilförmig und der Schwimmer spitz zulaufend ausgebildet.

3. Treiben:

Damit die Schwimmer genügend Freibord haben, ist für vollseefähige Flugzeuge gegen Ende des Krieges nicht mehr als 1,15 × Fluggewicht (in kg) als Deplacement jedes Schwimmers in cdm gefordert worden. Bei Kampfflugzeugen sank der Wert unter 1,0.

Ob bei größeren Flugzeugtypen unter diese Zahl heruntergegangen werden kann, ohne die Seefähigkeit zu gefährden, was wegen der Verkleinerung des Gewichts und des Luftwiderstandes erwünscht ist, kann nicht abschließend gesagt werden; die Beendigung des Krieges setzte den diesbezüglichen Versuchen ein Ziel.

Für die eingangs aufgestellte Forderung, das Flugzeug soll beim Treiben die Nase möglichst im Wind behalten, ist weniger die Schwimmerform als die Rumpflänge des Flugzeuges

sondern unter Abwägung aller Teilleistungen gegeneinander eine Gesamtwertung gebildet. Zwischenleistungen (z. B. die Motorleistung) und andere Werte, die den Gebrauchswert nicht beeinflussen (z. B. der Flächeninhalt der Flügel),

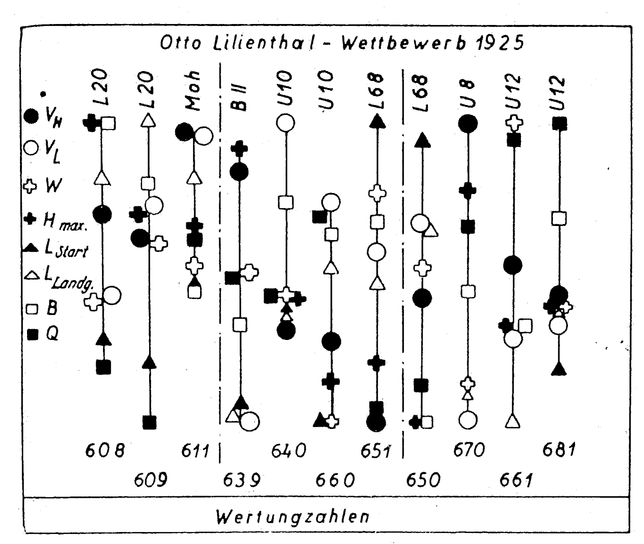


Abb. 32. Zusammenstellender Vergleich der Ergebnisse der Wertung.

werden zur Bewertung nicht mehr herangezogen. Die Gedankengänge sind in einer Erläuterung niedergelegt, die die DVL zu der Ausschreibung zum Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926 gegeben hat. Sie werden auch in der ZFM begründet werden.

Aussprache:

Dipl.-Ing. Hackmack: Zu den interessanten Ausführungen des Herrn Madelung möchte ich in 2 Punkten einiges sagen:

1. zu den Meßmethoden,
2. zu den Flugeigenschaften in bezug auf die Gütezahl eines Flugzeuges.

1. Von den vielen Meßmethoden, die Dr. Madelung erwähnte und die bei dem Lilienthal-Wettbewerb angewandt wurden, ist die bedeutungsvollste und wichtigste wohl die Geschwindigkeitsmessung. Geschwindigkeitsmessungen sind nicht nur für Wettbewerbe bedeutungsvoll sondern auch für Typenprüfungen und Typenentwicklungen.

Das Ausland hat in den Jahren, wo der deutsche Flugzeugbau darniederlag, mit allem Eifer an der Entwicklung von Instrumenten und Verfahren zur Geschwindigkeitsmessung gearbeitet. Die Verfahren sind jetzt so weit entwickelt, daß beispielsweise in Frankreich die Geschwindigkeit im Dreiecksflug mit photographischen Instrumenten gemessen werden kann. Vielleicht kann Herr Dr. Madelung Auskunft geben, welche Meßmethoden in Amerika üblich sind.

Die beim Lilienthal-Wettbewerb in Adlershof angewandte Methode erfordert erheblichen Aufwand an Zeit und Personal. Ich möchte daher auf die einfache »Zweiecks-Flugmethode« etwas näher eingehen. Ich hatte in 1½jähriger Tätigkeit im Flugversuchswesen bei einer deutschen Firma Gelegenheit, die verschiedenen Geschwindigkeitsmeßmethoden zu erproben und ihre Brauchbarkeit gegeneinander abzuwägen.

Die Zeitmessung vom Boden aus beim Abfliegen eines Dreiecks von mindestens 10 km Seitenlänge erfordert, wie gesagt, einen kostspieligen Apparat an Personal, Telephonen usw.

Die Zeitmessung vom Flugzeug selbst aus im Dreiecks- oder besser Vierecksflug hat den Fehler, daß der Zeitnehmer allen Einflüssen des Fluges mit ausgesetzt ist und daher die Meßgenauigkeit meistens beeinträchtigt wird. Die Methode des »Zweiecksfluges« wird derart gehandhabt, daß man auf einem Flugplatz, auf dem öfters Geschwindigkeitsmessungen durchgeführt werden müssen, von einem Nullpunkte aus in den verschiedenen Richtungen der Windrose Strecken absteckt. Die Messung erfolgt stets in Windrichtung. Das Flugzeug fliegt die Strecke mit und gegen den Wind ab; die Zeitmessung erfolgt am Anfangs- und Endpunkt der Strecke mit Zielgerät und Stoppuhren, derart, daß einmal an der der ersten Stelle die gesamte Zeit gemessen wird, an der zweiten Stelle dann nur die Zeit, die das Flugzeug zum Wenden braucht. Die Fehler dieser Methode sind:

a) Zeitmeßfehler,
b) Fehler durch Windeinflüsse,
c) Fehler durch Höhendifferenz.

Der Fehler der Zeitmessung liegt innerhalb der Grenzen der Reaktionsgeschwindigkeit des menschlichen Organismus ($\sim 1/_{20}$ s).

Der Fehler, der dadurch entsteht, daß das Flugzeug im Fluge mit Gegenwind länger verzögert, als es im Fluge mit Rückenwind gefördert wird, beträgt bei 200 km/h Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges und einer Windstärke von 5 m/s nur 0,6 vH.

Der Fehler durch Höhenwechsel bei einem Fluge läßt sich bei dieser Methode praktisch ganz ausschalten, da die Messung in niedrigster Höhe über dem Boden erfolgen kann und sowohl der Pilot als auch die Bodenstellen genau kontrollieren können, ob Höhenwechsel eintritt.

Diese Meßmethode hat sich in der Praxis durchaus bewährt und auch bei unzähligen Wiederholungen eine genügende Meßgenauigkeit gezeigt. Durch ihre Einfachheit ist sie ein wesentliches Hilfsmittel zur Typenentwicklung besonders dadurch, daß die Ermittlung der Widerstandszahlen bei Flugzeugeinzelteilen und der Vergleich baulicher Veränderungen an ein und demselben Flugzeuge einwandfrei möglich ist.

2. Aus den Zahlentafeln über die errechneten Gütezahlen verschiedener Flugzeugtypen scheinen die Faktoren der fliegerischen Eigenschaften und der Landegeschwindigkeit nicht genügend berücksichtigt worden zu sein. Beispielsweise ist die Landegeschwindigkeit des Fokker D XIII, der nach der einen Zahlentafel die höchsten Gütezahlen aufweist, für den praktischen Flugbetrieb zu hoch, wodurch sein Wert verringert wird.

Zu den Erwiderungen auf diese Ausführungen durch Herrn Dr. Koppe, Herrn Dipl.-Ing. Schrenk und Korvettenkapitän a. D. Boykow war eine Stellungnahme aus Zeitmangel nicht möglich. Der Vollständigkeit halber muß hier gesagt werden:

1. Geschwindigkeitsmessungen, die Anspruch auf Genauigkeit erheben, können nur bei ruhiger Luft, also in den Morgen- und Abendstunden und bei einer Windstärke von maximal 6 m/s durchgeführt werden. In allen anderen Fällen ergibt die horizontale und vertikale Böigkeit zu niedrige Werte.

Die Windmessungen der Wetterstationen zeigen, daß in Deutschland diese Bedingungen für einen großen Teil des Jahres gegeben sind.

Die Einwendung von Herrn Dipl.-Ing. Schrenk, daß die »Zweiecksflugmethode« die Möglichkeit gibt, im Sturzflug in die Meßstrecke hineinzugehen und dadurch einen falschen Wert zu erzielen, läßt sich praktisch in einfacher Weise durch Mitnahme eines Barographen beheben und kontrollieren. Das Flugzeug darf während der gesamten Messung der Höhe, die es in der Meßstrecke aufweist, nicht überschritten haben.

Zu den von Korvettenkapitän Boykow erwähnten Meßinstrumenten ist zu sagen, daß deren Anschaffung zu kostspielig ist, um auf jedem Flugplatz ein solches Instrument zur Verfügung zu haben.

Major a. D. v. Tschudi: Der Vorschlag des Herrn Dr. Madelung ist durchaus richtig. Man sollte zuerst den technischen Wettbewerb und dann den Streckenwettbewerb stattfinden lassen, also ersteren als Ausscheidung zum

letzteren wählen. In der Praxis bestehen aber hiergegen Bedenken. Wenn man das Publikum zu einem Wettbewerb zulassen will, so muß man ihm eine möglichst große Zahl von Teilnehmern am Wettbewerb bieten. Durch eine vorherige Ausscheidung würde aber diese Zahl verringert. Auch die Preisstifter haben oft ein gewisses Reklameinteresse daran, daß die Zahl der Wettbewerber nicht durch eine dem öffentlichen Wettbewerb vorhergehende Ausscheidung verringert wird, und schließlich geht das Interesse der Zuschauer bei den öffentlichen Wettbewerben dahin, daß nicht alle Bewerber alle Bedingungen erfüllen, sondern die Verschiedenartigkeit der Leistungen durch die größere Zahl der Bewerber eine möglichst große wird.

Dr. Perlewitz, Hamburg: Die für den Meteorologen interessanteste Beobachtung des Vortragenden war die, daß durch die Meßinstrumente, Barographen, bei den Flügen nicht nur qualitativ sondern auch quantitativ festgestellt werden konnte, daß ein Flugzeug allein durch die Aufwärtsbewegung der Luft 2 m/s innerhalb der Schicht von etwa 1 bis 2 km Höhe gehoben worden ist. Die Meteorologie, die erst durch den Luftverkehr ihre größte und natürlichste praktische Bedeutung, noch mehr wie einst für die Seefahrt, bekommen hat, legt den größten Wert darauf, bei solchen Flugbeobachtungen genau auch die äußeren Umstände durch Bild und Beschreibung zu bekommen: an welcher Stelle der Wolken, vor, unter oder hinter ihnen, der Aufstrom beobachtet wurde. Nur wenn wir die Entstehung von Wolken und Nebel auf diese Weise noch genauer zu ergründen imstande sind, besteht Aussicht, auch einmal diesem größten Hindernis der Luftfahrt beizukommen. Charakteristische Auf- und Abströme der Luft sollten von allen Fliegern mit genauer Wetterlagebeschreibung und Skizzen von Wolken usw. — sonst sind die Beobachtungen wertlos — der W.G.L. eingesandt werden.

Kapitän Boykow: Der Herr Vorredner hat uns in reichlich langer Ausführung ein recht rohes Verfahren beschrieben, wie es auf ausländischen Plätzen geübt werde und es uns zur Nachahmung empfohlen. Ich möchte bemerken, daß derartige Verfahren für grobe Improvosationen nur selbstverständlich sind, daß wir in Deutschland exakte Verfahren mit größter Gründlichkeit ausgearbeitet haben und ausüben und es nicht nötig haben, solche aus dem Auslande zu beziehen.

Dr. Koppe: Vor zwei Jahren habe ich die zur Feststellung der Geschwindigkeit von Luftfahrzeugen über Grund üblichen und möglichen Verfahren, zu denen auch die von Herrn Hackmack hier angeführten gehören, zusammengestellt und kritisch beleuchtet[1]). Es zeigte sich, daß — wie nicht anders zu erwarten — bei allen unpersönlichen Verfahren die höchste Genauigkeit zu erreichen ist. Präzisionsverfahren dieser Art sind, wie Herr Boykow erwähnte, hauptsächlich in Deutschland von deutschen Firmen entwickelt worden. Wir sind in der Lage, Ortsbestimmungen auch in größerer Höhe auf 1 m und Zeitbestimmungen auf $^1/_{50}$ s genau zu machen. Es fragt sich aber, ob solche Präzisionsmessungen, wenn sie sich nicht über die ganze Flugbahn erstrecken, überhaupt praktisch von Bedeutung sind und damit den hohen Aufwand an Kosten und Zeit lohnen. In jede Geschwindigkeitsmessung eines Luftfahrzeuges über Grund geht als störendes, zunächst unbekanntes Glied die Eigenbewegung der Luft ein. Selbstverständlich wird man zu derartigen Messungen eine möglichst ruhige Wetterlage ohne starke vertikale Bewegung (Böigkeit) wählen, aber auch in horizontaler Richtung ist der Wind stets erheblichen Geschwindigkeitsschwankungen unterworfen, wie es jede Windregistrierung (Böenschreiber) veranschaulicht. Diese horizontale Böigkeit des Windes ist schwer zu erfassen und fälscht besonders auf den vom Vorredner erwähnten kurzen Meßstrecken das Ergebnis erheblich. Ich schlage daher längere Meßstrecken vor, wobei sich die Ungleichförmigkeiten des Windes eher ausgleichen und die einfachen persönlichen Verfahren genau genug sind. Wichtig sind Registrierungen des Staudrucks zur Ermittelung der Eigengeschwindigkeit; der Herr Vortragende hat Ihnen an Beispielen gezeigt, daß solche Registrierungen mit neueren Geräten in der wünschenswerten Feinheit und Genauigkeit zu erzielen sind. Es empfiehlt sich, in Luftfahrzeugen eingebaute Geschwindigkeitsmeßgeräte durch eine oder mehrere Messungen über Grund zu »eichen«. Die Aufzeichnungen sind danach für alle Flugzustände leicht und bequem auszuwerten.

Den von Herrn Dr. Berlowitz angeregten Fragen wird seitens der DVL ständig große Aufmerksamkeit geschenkt. Es wird vielleicht möglich sein, die bei Versuchs- und Leistungsflügen sich ergebenden aerologischen Besonderheiten später zusammenfassend zu verwerten.

Dr. W. Ehmer: Ich bemerke mit einer gewissen Verwunderung, wie in diesen Tagen jedesmal, wenn von der Presse und ihrer Stellung zur Luftfahrt die Rede ist, mit einer ganz bestimmten Voreingenommenheit über die Tätigkeit der Zeitungen geurteilt wird. Man stellt es immer so dar, als ob der Luftfahrt und den in ihr tätigen Kreisen Presse und Publikum unverständig, unwissend, ja, auch feindselig gegenüberständen. Diese Voreingenommenheit, die gewissen beklagenswerten Vorkommnissen entspringt und durchaus nicht verallgemeinert werden darf, sollte so bald wie möglich der Überlegung Platz machen, daß es für alle Teile gut wäre, wenn in dieser Konstellation ein Stellungswechsel einträte, der leicht durch die Luftfahrer selber herbeigeführt werden kann. Denn es ist durchaus nicht notwendig, daß Luftfahrt und Presse Gegensätze bilden, im Gegenteil, ein aktives und verständnisvolles Zusammengehen beider muß gerade für die Ziele der Luftfahrt von größtem Nutzen sein. Wenn manche Blätter irrige oder unnötig aufgebauschte Meldungen über fliegerische Ereignisse gebracht haben, so liegt das zum größten Teil an der mangelhaften Information, die ihnen von den betreffenden Luftfahrtkreisen zuteil wurde. Und nicht nur ein besseres Unterrichtetwerden von Fall zu Fall ist notwendig, sondern eine dauernde innige Zusammenarbeit zwischen Luftfahrt und Presse. Gerade wo noch alles in der Fliegerei im Fluß ist, können manche schwebenden und neuen Probleme mit großem Nutzen in der Presse vor einem großen Publikum zur Diskussion gestellt werden. Der Reiz, der heute noch alle fliegerischen Dinge umgibt, sichert ihrer Erörterung stets ein aktuelles Interesse. In der Masse aber wird die Anteilnahme und Liebe zur Fliegerei gestärkt und eine überparteiliche Einheitsfront geschaffen, die für die deutsche Luftfahrt nur von allergrößtem Nutzen sein kann.

Dipl.-Ing. Schrenk: Als fliegender Teilnehmer am Wettbewerb möchte ich ebenfalls eine Bemerkung zur Messung der Fluggeschwindigkeit machen. Die in der DVL gewählten Methoden: Einfache Umrundung der Ecken in 500—800 m Höhe brachte die Flugzeugführer in eine schwierige Lage. Nahm er die Ecken scharf, um gute Zeit zu erhalten, so konnte es ihm passieren, daß die Strecke nicht gewertet wurde; nahm er sie dagegen richtig, so verlor er kostbare Sekunden.

Aber auch die von Hackmack erwähnte Zweiecksflugmethode gibt Gelegenheit zu mogeln, indem der Führer die Möglichkeit hat, mit einer durch »Drücken« erlangten Geschwindigkeitsreserve zum Meßflug anzusetzen und dadurch seine Geschwindigkeit zu verbessern.

Aufwindfeststellungen habe ich bei Flügen mit den Daimler-Leichtflugzeugen oftmals gemacht. U. a. entnahm ich einmal aus einem Barogramm, daß ich mich zwischen 500 und 1000 m Höhe unter einer großen Frühlingskumuluswolke in einem Aufwind von 1,6 m/s befunden hatte. Ich halte das Leichtflugzeug gerade zur Feststellung solcher atmosphärischen Strömungen für besonders geeignet und zweifle nicht daran, daß es bei einiger Übung sogar gelingen wird, sich mit einem Leichtflugzeug längere Zeit in solchen Strömungen mit abgestelltem Motor aufzuhalten, nach dem Vorbild der Segler unter den Vögeln.

[1]) H. Koppe, Verfahren zur Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen. ZFM 1923, S. 17ff.

Druck von R. Oldenbourg in München.